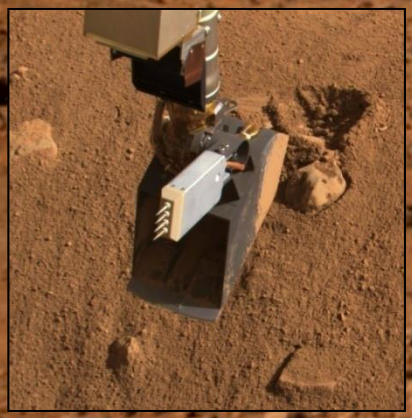
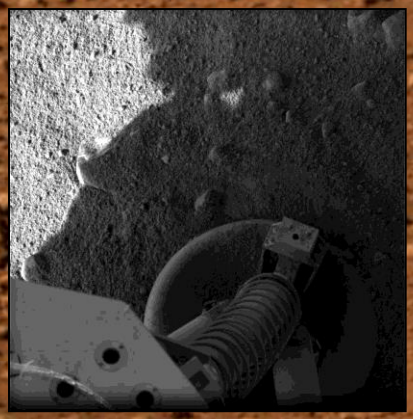
CAPSULA ESPACIAL

Revista digital de astronáutica y espacio
Nº 49 - 2020



Misión Phoenix Mars



Instrumentos científicos
Características técnicas
Estudios en la superficie

Estimados lectores

Todo lo que tiene que ver acerca del planeta Marte es apasionante, y siguiendo la historia de las naves enviadas a nuestro vecino planeta rojo, en esta oportunidad veremos la historia de Mars Phoenix Lander, el resurgimiento diez años después de la malograda Mars Polar Lander, Mars Phoenix Lander fue creada de la unión de varias empresas y agencias espaciales, utilizando instrumentos científicos programados para misiones a Marte canceladas y con el objetivo de estudiar uno de sus polos congelados.

Muchas Gracias

Biagi, Juan

Contacto

https://capsula-espacial.blogspot.com

https://www.instagram.com/capsula_espacial/

r.capsula.espacial@gmail.com

Portada: Brazo robótico del lander Phoenix Mars trabajando en la superficie marciana (NASA/JPL).

Contenido

Mars Polar Lander

Instrumentos científicos

Deep Space-2

Phoenix Mars Lander

Características técnicas

Lanzamiento

Amartizaje

Instrumentos científicos

DVD Phoenix

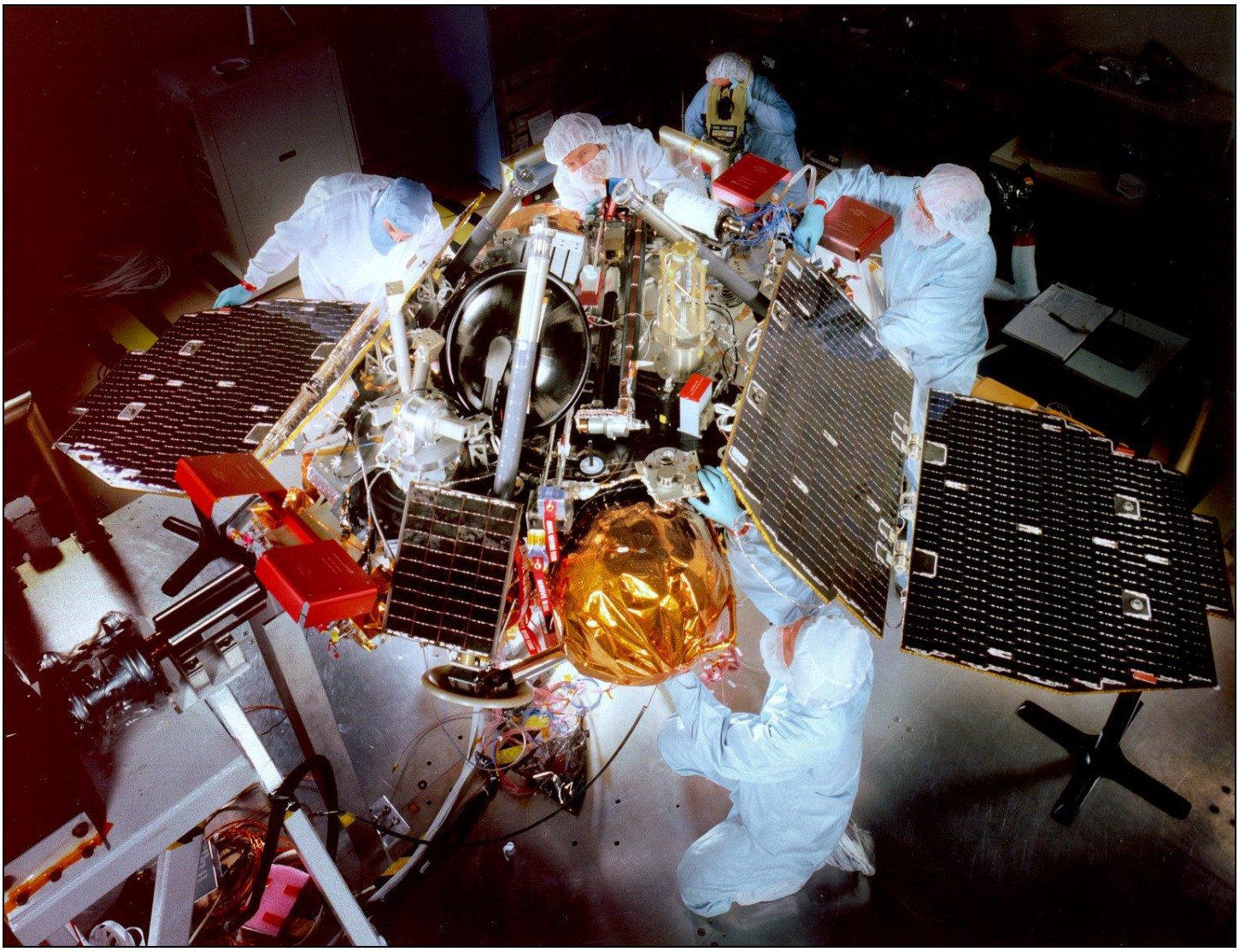
Presencia de hielo de H2O

Fin de la misión

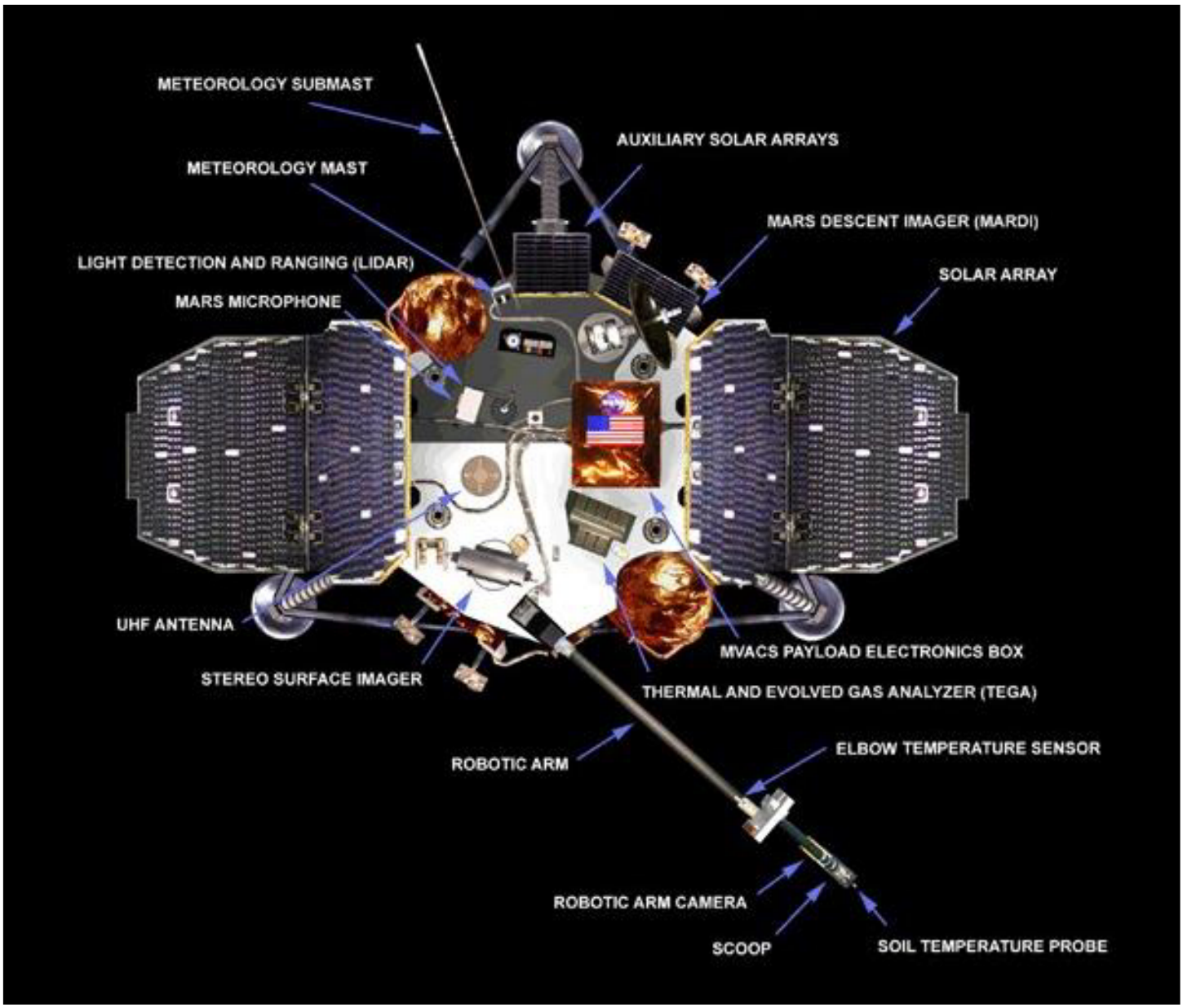
Mars Polar Lander

Para poder entender el lanzamiento y los objetivos de la Misión Phoenix Mars hay que remontarse a una década atrás, cuando a finales de 1999 llegaban a Marte varias naves, entre ellas una idéntica, la Mars Polar Lander.

Como parte de la misión Mars Surveyor '98, se buscó un módulo de aterrizaje (lander) como una forma de recopilar datos climáticos desde el suelo junto con un orbitador, pensando en que podía existir una gran cantidad de agua congelada debajo de una fina capa de polvo en el Polo S, siendo el factor determinante para elegir un lugar de amartizaje para la misión Mars Polar Lander (MPL) sus objetivos principales eran las de amartizar en la región polar sur de Marte, iniciar búsquedas de evidencia relacionada con climas antiguos y el cambio climático periódico más reciente en latitudes altas y, en particular, el intercambio de vapor de H_2O entre la atmósfera y el suelo, búsqueda de hielo subterráneo cerca de la superficie en las regiones polares, analizar la superficie en busca de dióxido de Carbono y H_2O, estudiar la morfología de la superficie, geología y topografía del sitio de aterrizaje, un lugar llamado Ultimi Scopuli que presentaba una gran cantidad de escarpas lobuladas e irregulares.



La nave tenía 3,6 m de ancho, 1,06 m de alto con las patas y los paneles solares completamente desplegados, su base se construyó principalmente con una plataforma de nido de abeja de Aluminio, láminas compuestas de grafito-epoxi que formaban el borde y tres patas de Aluminio; durante el aterrizaje, las patas debían desplegarse desde la posición replegada con resortes de compresión y absorber la fuerza del aterrizaje con insertos de panal de Aluminio en cada pata; en la cubierta del lander, un pequeño recinto térmico tipo jaula de Faraday llevaba la computadora, la electrónica de distribución de energía y las baterías, electrónica de telecomunicaciones y los componentes del circuito de energía calorífica que lo mantenían a una temperatura operativa (cada uno de estos componentes incluía unidades redundantes en caso de que uno fallara).



Mars Polar Lander fue lanzado el 3-01-1999 desde el Pad-17B de Cabo Cañaveral, a bordo de un cohete Delta-II 7425, un refuerzo de 3° etapa de combustible sólido Star 48B colocó a la nave en una trayectoria de transferencia marciana de 11 meses a una velocidad final de 24780 Km/h; durante el viaje, la nave espacial estaba dentro de una cápsula y un segmento conocido como etapa de crucero proporcionaba energía y comunicaciones con la Tierra.

Mientras viajaba a Marte, la etapa de crucero se estabilizó en tres ejes con cuatro módulos de motores de reacción, cada uno con un propulsor de maniobra de corrección de trayectoria y un propulsor del sistema de control de reacción de para control de actitud (orientación) las comunicaciones con la nave se realizaron a través de la banda X utilizando una antena de ganancia media con forma de bocina y amplificadores de potencia de estado sólido redundantes, para medidas de contingencia, también se incluyó una antena omnidireccional de baja ganancia, esta etapa también incluyó dos paneles solares de arseniuro de galio para alimentar el sistema de radio y mantener la energía de las baterías en el módulo de aterrizaje, lo que mantuvo caliente ciertos componentes electrónicos.

El módulo de aterrizaje (lander) se lanzó con dos tanques de hidracina que contenían 64 Kg de propelente presurizados con Helio, cada tanque estaba ubicado en la parte inferior y proporcionaba propelente durante las etapas de crucero y descenso.

Durante el descenso, el lander utilizó tres grupos de motores modulados por impulsos, cada uno con cuatro propulsores, la orientación durante el amartizaje se midió mediante un sistema de radar Doppler y un subsistema de control de actitud y articulación (AACS) garantizando que la nave aterrizara en el acimut óptimo para maximizar la recolección solar y las telecomunicaciones.

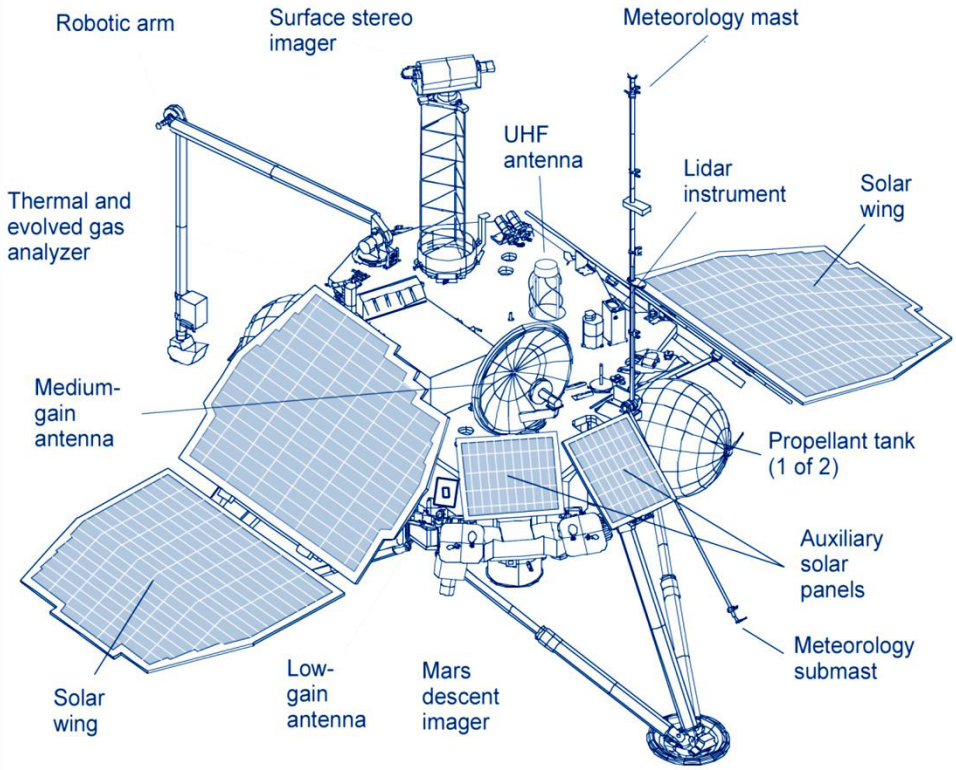
Originalmente, el lander comunicaría datos a la Tierra a través de la nave Mars Climate Orbiter por medio de una antena UHF, con la pérdida de este orbitador el 23-09-1999, el lander aún podía comunicarse directamente con la Red del Espacio Profundo a través del Enlace Directo a Tierra (DLE) una antena parabólica orientable de media ganancia de Banda X ubicada en la cubierta.

Alternativamente, Mars Global Surveyor (MGS) podía usarse como un relé utilizando la antena UHF en múltiples ocasiones cada día marciano, sin embargo, la Red de Espacio Profundo solo podía recibir datos y no enviar comandos al lander utilizando este método; la antena de ganancia media directa a la Tierra proporcionó un canal de retorno de 12,6 Kb/s y la ruta de retransmisión UHF proporcionaría un canal de retorno de 128 Kb/s, las comunicaciones con la nave espacial se limitarían a eventos de una hora; restringidos por la acumulación de calor que ocurriría en los amplificadores y el número de eventos de comunicación también estaría limitado por las limitaciones de potencia.

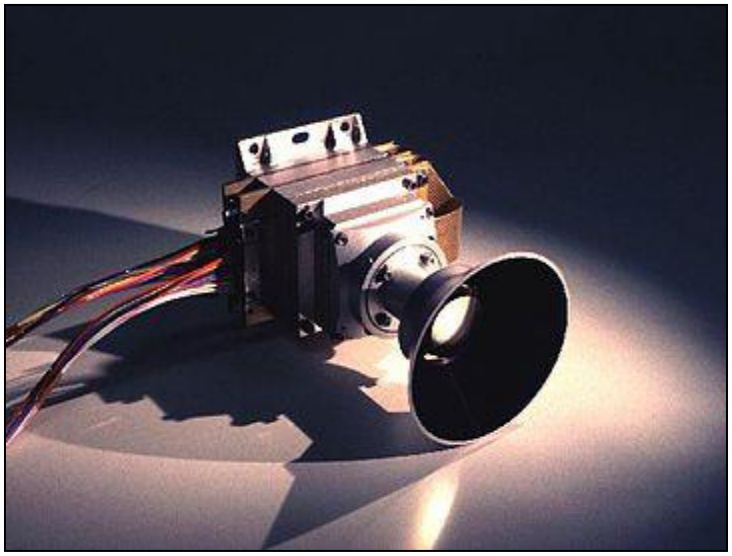
Después de descender en la superficie, el lander desplegaría dos paneles solares de arseniuro de galio de 3,6 m de ancho, ubicados a ambos lados, otros dos paneles solares auxiliares se ubicaron en los laterales para proporcionar energía adicional para un total de 200 W y aproximadamente de 8 a 9 hrs operativas por día.

Si bien el Sol no se habría puesto por debajo del horizonte durante la misión primaria, muy poca luz habría llegado a los paneles solares para permanecer lo suficientemente caliente como para que ciertos dispositivos electrónicos continúen funcionando, para evitar este problema, se incluyó una batería de Níquel/Hidrógeno de 16 amperios para recargarse durante el día y alimentar el calentador para el recinto térmico por la noche (se esperaba que esta solución limitara la vida útil del lander) como los días marcianos se volverían más fríos a fines del verano, suministraría muy poca energía al calentador que evita la congelación, provocando que la batería se congelase y señalando su final.

Instrumentos científicos

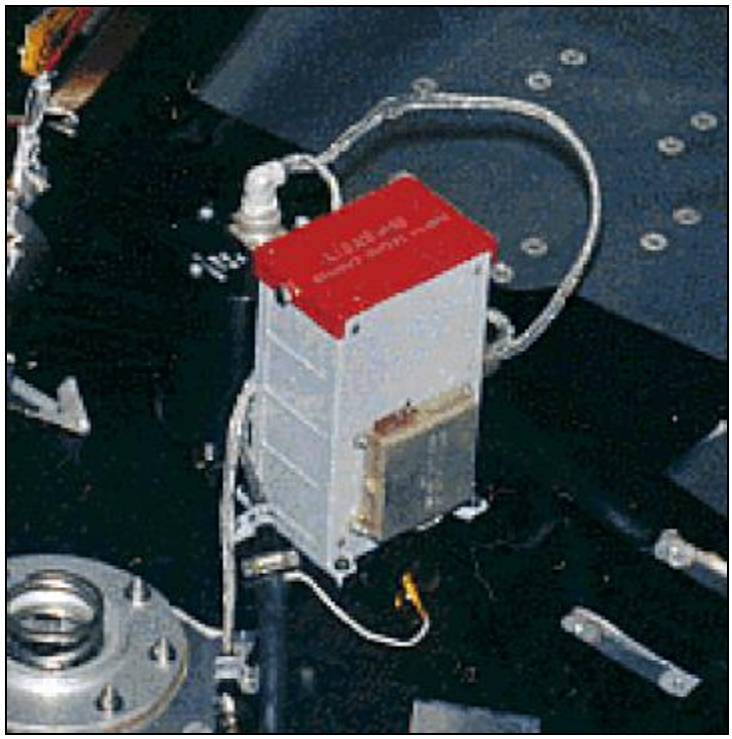


Cámara MARDI Montada en la parte inferior del lander, tenía la intención de capturar 30 imágenes a medida que la nave espacial descendía a la superficie, las imágenes adquiridas se utilizarían para proporcionar un contexto geológico del área de amartizaje.

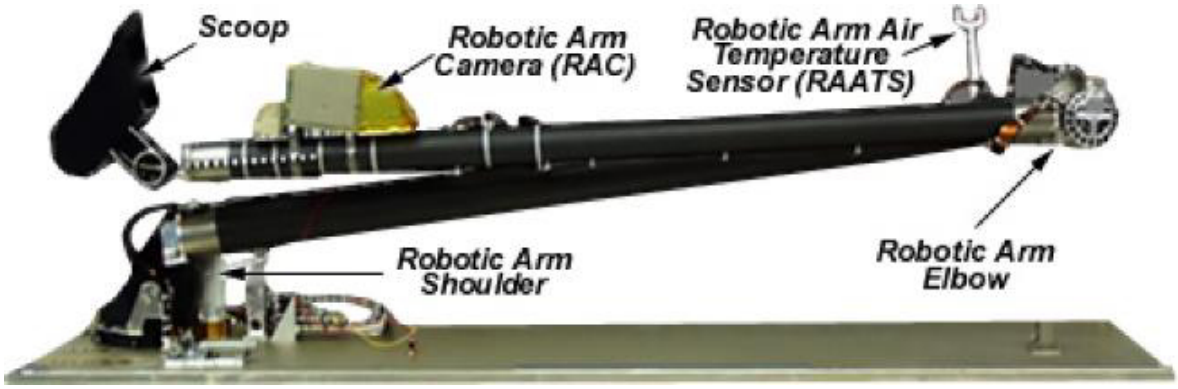


Surface Stereo Imager (SSI) Usando dispositivos de carga acoplada (CCD), la cámara panorámica estéreo se montó en un mástil de un metro de altura y ayudaría en el analizador de gas con evolución térmica para determinar las áreas de interés para el brazo robótico; además, la cámara se usaría para estimar la densidad de la columna de polvo atmosférico, la profundidad óptica de los aerosoles y las abundancias de vapor de H_2O de la columna inclinada utilizando imágenes de Banda estrecha del Sol.

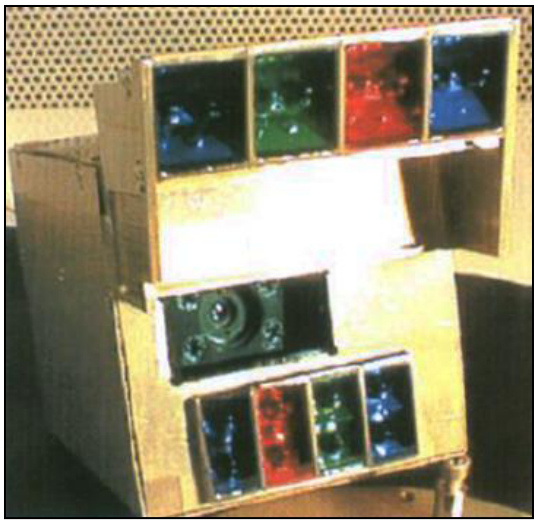
Láser LIDAR Destinado a detectar y caracterizar aerosoles en la atmósfera hasta 3 Km por encima del lander, el instrumento funcionaba en dos modos, modo activo, utilizando un diodo láser incluido y modo acústico, utilizando el Sol como fuente de luz para el sensor, en modo activo, la sonda láser emitía pulsos de 100 nanosegundos a una longitud de onda de 0,88 micrómetros a la atmósfera, y luego registraba la duración del tiempo para detectar la luz dispersada por los aerosoles, la duración del tiempo requerido para que la luz regrese podía usarse para determinar la abundancia de hielo, polvo y otros aerosoles en la región, en modo acústico, el instrumento medía el brillo del cielo iluminado por el Sol y registraba la dispersión de la luz a medida que pasaba por el sensor.



Brazo Robótico Ubicado en la parte frontal del lander, era un tubo de Aluminio de 1 m de largo, con una articulación en el codo y una pala articulada unida al extremo destinada para cavar en las inmediaciones, la superficie podía analizarse en la cuchara con la cámara del brazo robótico o transferirse al analizador de gas con evolución térmica.

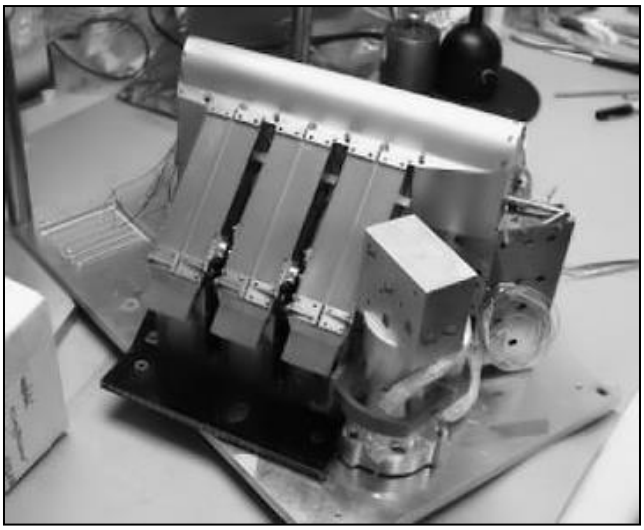


Cámara del brazo robótico (RAC) Incluía dos lámparas rojas, dos verdes y cuatro azules para iluminar muestras del suelo para su análisis.



Paquete Meteorológico Varios instrumentos relacionados con la detección y grabación de patrones climáticos se incluyeron en el paquete, sensores de viento, temperatura, presión y humedad se ubicaron en el brazo robótico y dos mástiles desplegables, el mástil principal de 1,2 m, ubicado en la parte superior del lander y un mástil secundario de 0,9 m que se desplegaría hacia abajo para obtener mediciones cercanas a la superficie.

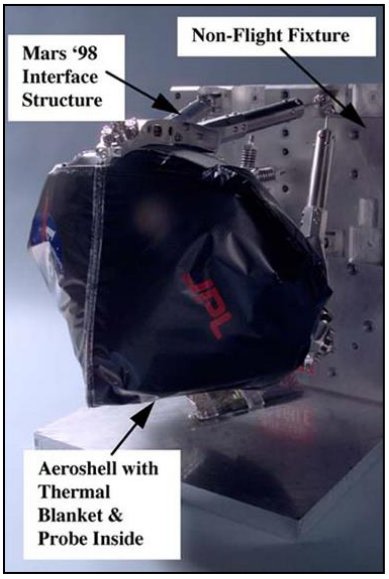
Analizador de gas térmico (TEGA) Destinado a medir abundancias de H_2O, hielo de H_2O, dióxido de Carbono adsorbido, Oxígeno y minerales volátiles en muestras de suelo superficial y subterráneo recogidas y transferidas por el brazo robótico, los materiales colocados en una rejilla dentro de uno de los 8 hornos se calentarían y vaporizarían a 1000 °C, el analizador de gases evolucionado registraría las mediciones utilizando un espectrómetro y una celda electroquímica para su calibración; un horno vacío también se calentaría durante este proceso para la calorimetría diferencial de barrido; la diferencia en la energía requerida para calentar cada horno indicaría concentraciones de hielo de H_2O y otros minerales que contienen H_2O o dióxido de Carbono.

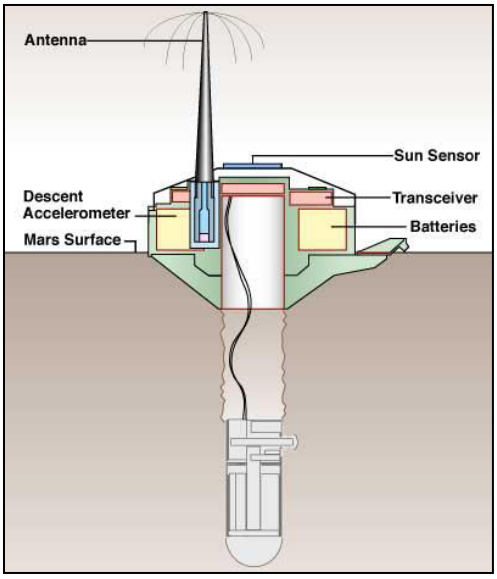


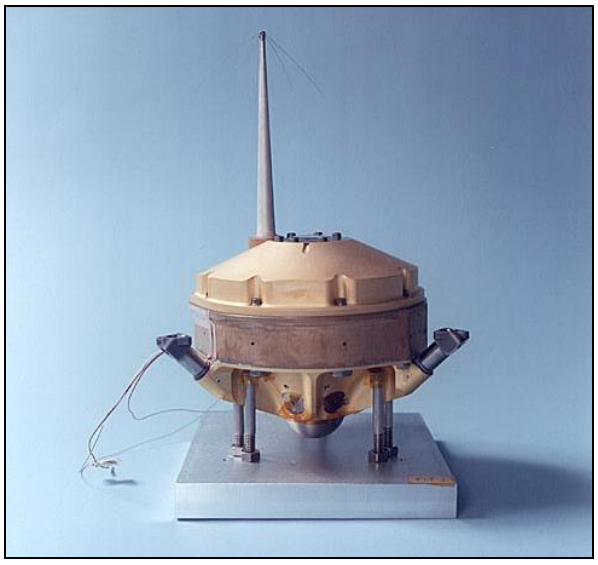
Micrófono Sería el primer instrumento en grabar sonidos en otro planeta, se esperaba que registrara sonidos de polvo soplado, descargas eléctricas y sonidos de la nave espacial operativa en muestras de 12 bits de 2 a 10 seg., construido utilizando partes estándar que incluían un circuito integrado RSC-164, utilizado en dispositivos de reconocimiento de voz.

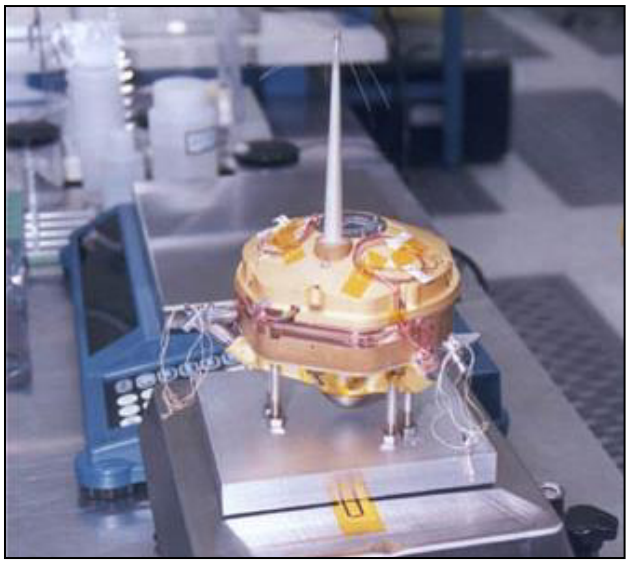
Deep Space-2

La misión MPL llevaba dos pequeñas sondas impactadoras idénticas con un peso de 2,4 Kg denominadas Deep Space-2 A y B, las dos microsondas eran laboratorios en miniatura, con el objetivo de penetrar los estratos de los depósitos del Polo S marciano hasta 1 m de profundidad en las coordenadas 73° S 210° O y estudiar su composición, cada sonda tenía en su interior microinstrumentos que recogerían una muestra del suelo, analizándola para detectar la presencia de H_2O, registrarían la velocidad de enfriamiento de la sonda luego de la penetración, brindando a los científicos información sobre las propiedades físicas del suelo y medir el régimen de desaceleración, en la atmósfera para determinar su presión y temperatura y en el suelo para estimar su dureza, poseían tecnología revolucionarias para su descenso - habitualmente las naves espaciales utilizan un escudo protector, paracaídas y varios cohetes para desacelerar su descenso a través de la atmósfera y posarse en la superficie de manera segura - estos vehículos eran los primeros que tenían solo el casco protector, eliminando el paracaídas y los retrocohetes, diseñadas para sobrevivir a un impacto a alta velocidad y operar en temperaturas extremadamente bajas, los datos obtenidos serían enviados al orbitador MGS que orbitaba Marte en su misión de mapeo, poco antes de que las sondas llegaran al punto de amartizaje, los ingenieros de la misión perdieron contacto y los intentos de volver a contactarse fueron en vano .

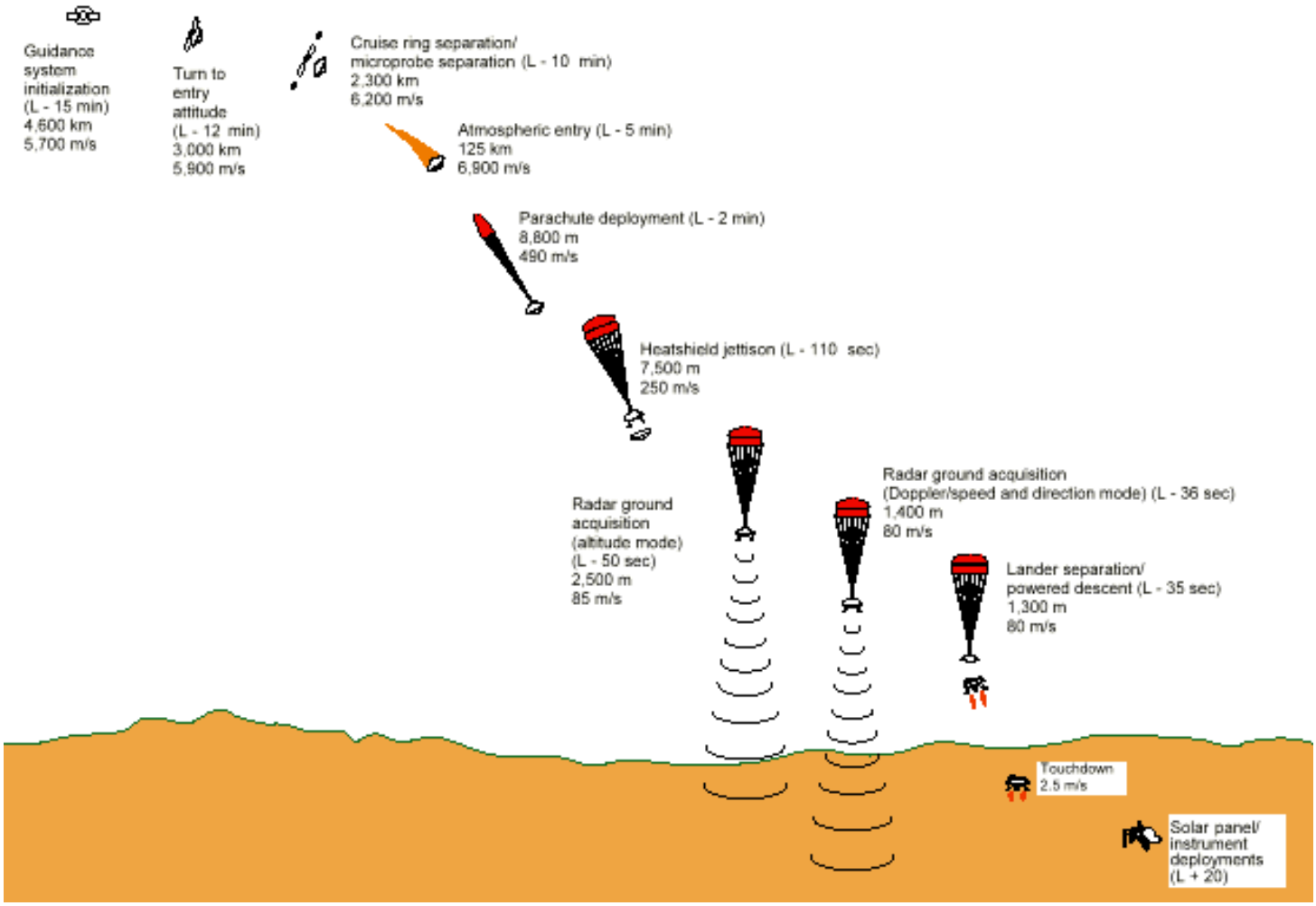






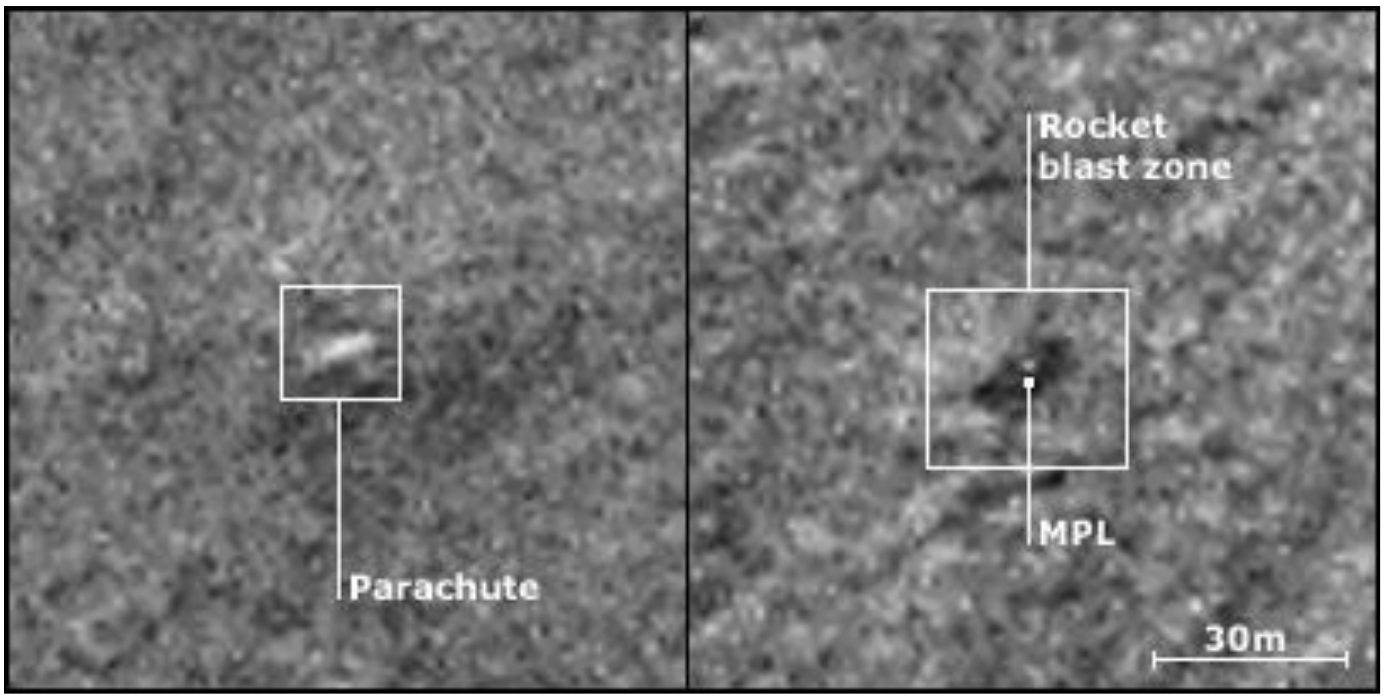


Viajando a aproximadamente 24800 Km/h y a 125 Km por encima de la superficie, el lander ingresó a la atmósfera marciana e inicialmente se desaceleró mediante el uso de un escudo térmico de ablación de 2,4 m ubicado en la parte inferior para frenar a través de 116 Km de la atmósfera; luego de 3 minutos, la velocidad se había reducido a 1780 Km/h, lo que indicaba que se desplegaría un paracaídas de 8 m, seguido inmediatamente por la separación del escudo térmico y el encendido de la cámara MARDI; a 8 Km de la superficie, el paracaídas redujo aún más la velocidad a 306 Km/h, cuando el radar terrestre comenzó a rastrear las características de la superficie para detectar la mejor ubicación de aterrizaje posible, la nave se desaceleró a 280 Km/h, 1 minuto después del despliegue del paracaídas, el lander se separó de la cubierta posterior y comenzó un descenso propulsado a 1,3 Km de altura, se estimaba que el descenso propulsado duraría aproximadamente 1 minuto, llevando al lander a 12 m sobre la superficie, los motores se apagarían y éste caería a la superficie, amartizando en Planum Australe, cerca de los 76° S 195° O, las operaciones del lander debían comenzar 5 minutos después del amartizaje, desplegando primero los paneles solares, y luego orientando la antena de ganancia media para permitir la primera comunicación con la Red del Espacio Profundo; el 03-12-1999, MPL envió la última telemetría, justo antes de la separación de la etapa de crucero y la posterior entrada a la atmósfera, posteriormente, no se recibieron más señales de la nave espacial.



Se desconoce la causa de la pérdida de comunicación, la Junta de Revisión de Fallas concluyó que la causa más probable del accidente fue un error de software que identificó incorrectamente las vibraciones causadas por el despliegue de las patas como el contacto con la superficie, la acción resultante del lander fue el apagado de los motores de descenso a aproximadamente 40 m de altura; se estimaba que el despliegue de la pata podría crear una indicación falsa, las instrucciones de diseño del software no explicaron esa eventualidad, se había colocado un sensor magnético en cada una de las patas de aterrizaje para detectar la toma de contacto cuando el lander entrara en contacto con la superficie, iniciando el apagado de los motores de descenso; el software, destinado a ignorar las indicaciones de contacto no se implementó correctamente, usando una indicación incorrecta, la lógica de detección de contacto estaba habilitada a 40 m de altitud y el software habría emitido una señal para el apagado del motor de descenso en respuesta a una indicación de contacto errónea (datos de pruebas de despliegue de varias naves mostraron que se produce una indicación de contacto errónea durante el despliegue de la pata de aterrizaje mientras el lander está conectado al paracaídas) la lógica del software acepta esta señal transitoria como un evento de contacto válido si persiste durante dos lecturas consecutivas del sensor, las pruebas mostraron que la mayoría de las señales transitorias en el despliegue de la pata son de hecho lo suficientemente largas como para ser aceptadas como eventos válidos, por lo tanto, es casi una certeza que al menos uno de los tres habría generado una indicación de contacto no válida que el software aceptó como válido; a esa altura, el lander llevaba una velocidad de aproximadamente 45 Km/h, que, en ausencia de empuje, es acelerado por la gravedad de Marte a una velocidad de impacto en la superficie de aproximadamente 80 Km/h (velocidad nominal de aterrizaje es de 8 Km/h) a esa velocidad de impacto, el lander no podría haber sobrevivido, además del apagado prematuro de los motores de descenso, también se evaluaron otras fallas posibles como la pérdida de control debido a efectos dinámicos, las condiciones de la superficie excedieron las capacidades de diseño del amartizaje, un lugar de amartizaje no apto, pérdida de control debido al desplazamiento del centro de masa, falla del escudo térmico debido al impacto de micrometeoritos.

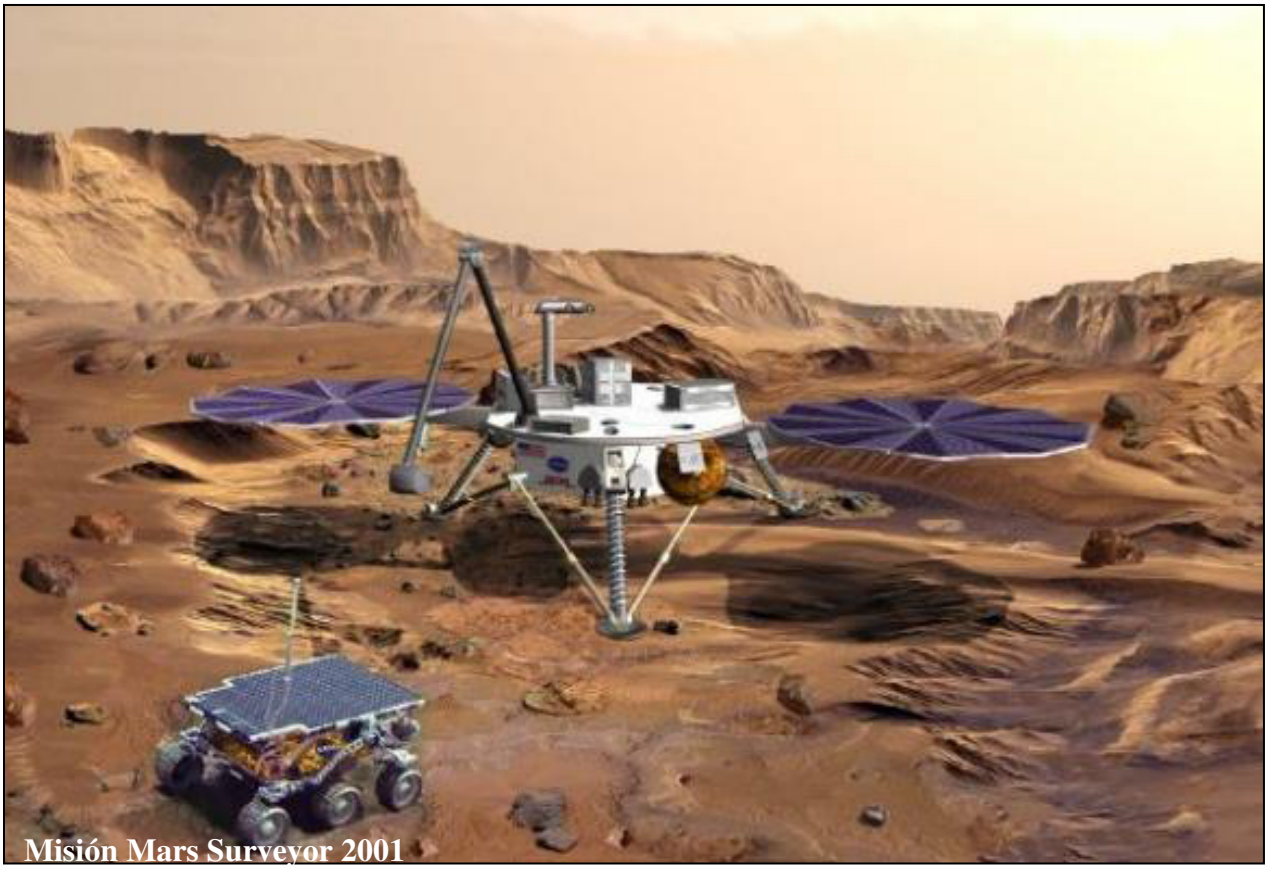
El orbitador Mars Global Surveyor hizo intentos para fotografiar el área en la que se creía que estaba el lander, un objeto era visible y posiblemente sería la nave, pero imágenes posteriores realizadas por la sonda MRO dieron como resultado que se descartara el objeto identificado, Mars Polar Lander permanece perdido.



Phoenix Mars Lander (PML)

La misión tenía dos objetivos, uno era estudiar la historia geológica del H_2O, para conocer la historia del cambio climático pasado, y el otro objetivo fue el de evaluar la habitabilidad planetaria pasada o potencial en el límite hielo-suelo; los instrumentos científicos que llevó, estaban destinados a descubrir información sobre la historia geológica y posiblemente biológica del ártico marciano.

Su nombre se debe a un ave mitológica que renace repetidamente de sus propias cenizas, la nave contiene varios componentes construidos previamente, el lander utilizado para la misión fue el de la misión cancelada Mars Surveyor 2001 modificado; la empresa Lockheed Martin, que construyó el lander, mantenía la nave casi completa en una sala limpia ambientalmente controlada desde 2001 hasta que la misión fue financiada por el Programa Scout de la NASA, también llevaba varios de los instrumentos programados para las misiones MS-2001 y Mars Polar Lander.



Misión Mars Surveyor 2001

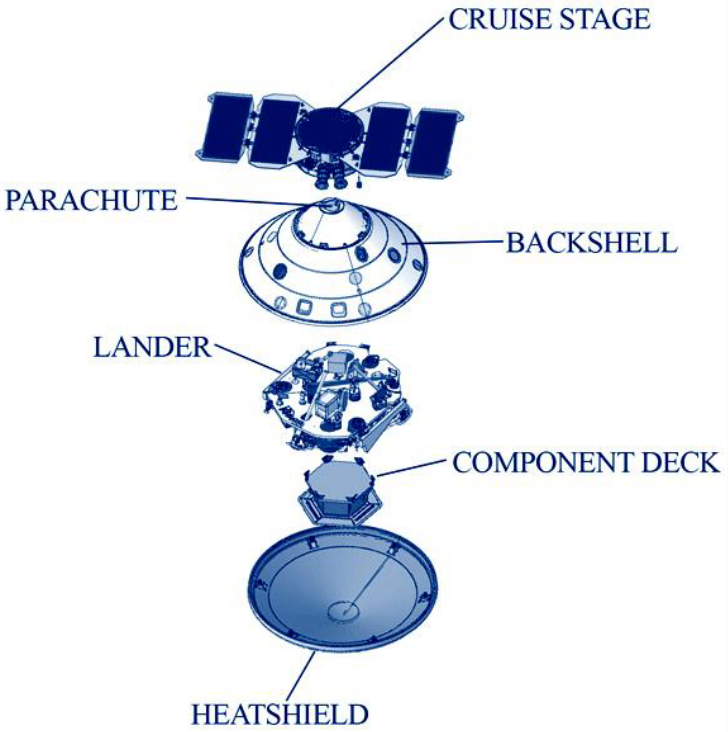
La nave era una asociación de universidades, centros de la NASA y la industria aeroespacial, los instrumentos y las operaciones científicas eran responsabilidad de la Universidad de Arizona, el NASA/JPL administró el proyecto y proporcionó el diseño y control de la misión; Lockheed Martin Space Systems construyó y probó la nave espacial; la Agencia Espacial de Canada (CSA) proporcionó una estación meteorológica; también tuvieron participación en las investigaciones Malin Space Science Systems, el Instituto Max Planck de Alemania; el Centro NASA/Ames, el Centro NASA/Johnson; el Instituto SETI, la Universidad de Colorado, la Universidad de Copenhague, Dinamarca; la Universidad de Michigan; la Universidad de Texas; la Universidad de Washington, la Universidad de York, Canadá; la Universidad de Neuchâtel, Suiza; el Imperial College y la Universidad de Bristol, Reino Unido, entre otros.

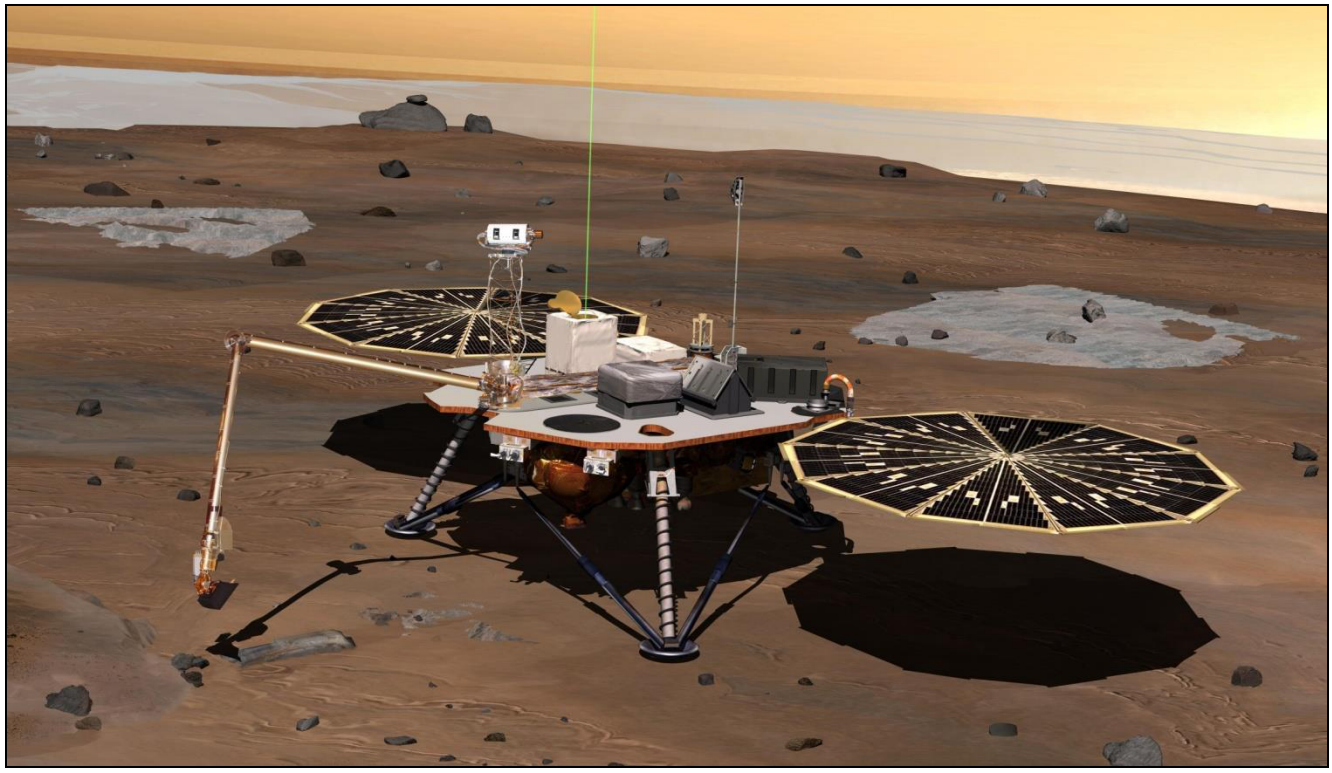
Se estimaba que la misión principal duraría 90 soles (días marcianos) esperada en poco más de dos meses antes de terminar ante el creciente frío y oscuridad de un invierno marciano en avance, los investigadores esperaban que el lander sobreviviera hasta el invierno para que se pudiera presenciar el desarrollo de hielo polar a su alrededor.

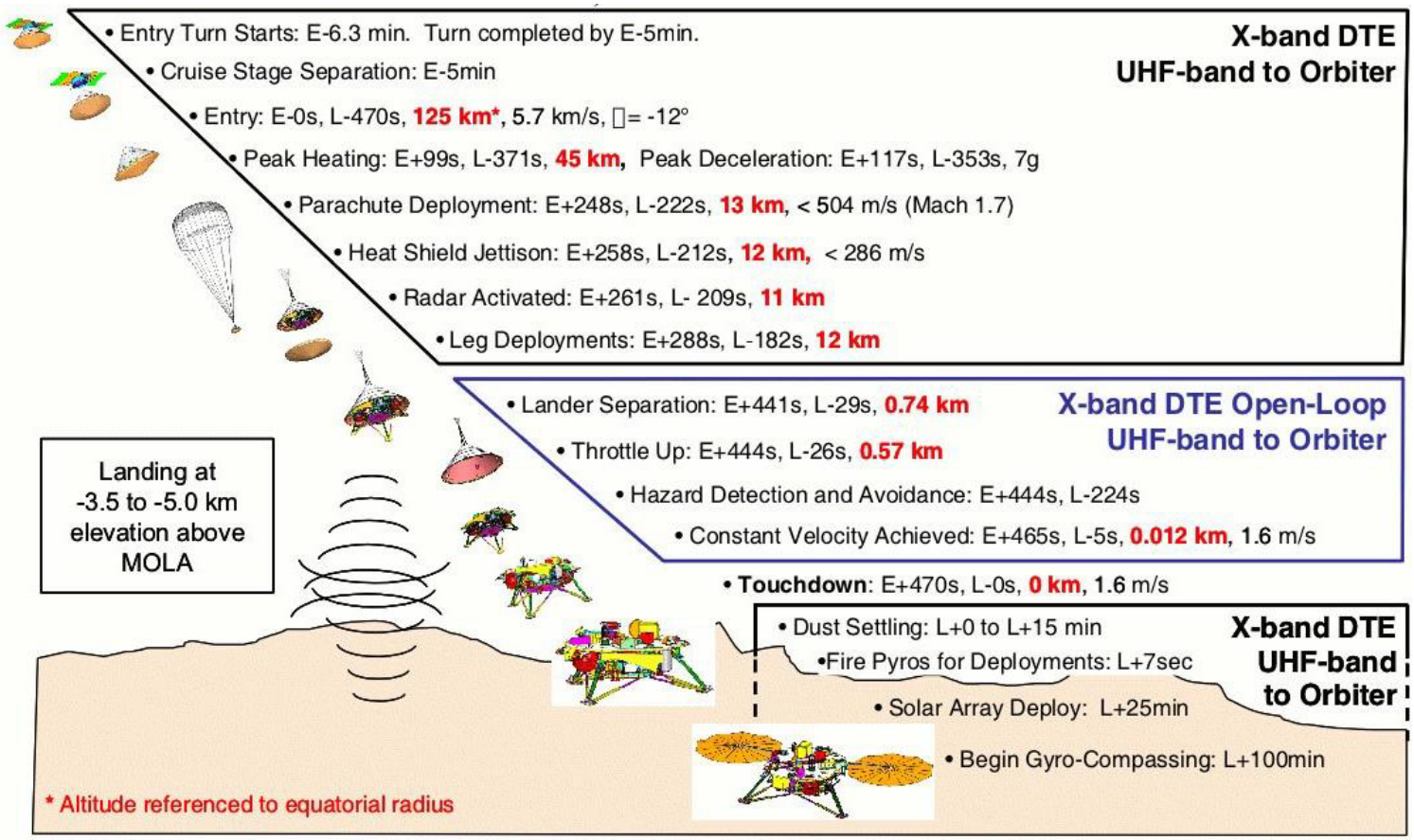
Características técnicas

Aproximadamente 350 Kg de peso; 5,5 m de largo con los paneles solares desplegados, la plataforma de ciencia en sí misma tenía aproximadamente 1,5 m de diámetro, desde el suelo hasta la parte superior del mástil MET, el lander medía 2 m de altura, la energía se generaba utilizando dos paneles solares de arseniuro de Galio montados en la etapa de crucero y a través de dos paneles solares desplegados desde el lander después del amartizaje.

Los sistemas del Lander incluían un sistema informático RAD-6000 para comandar la nave y manejar datos, otras partes eran un sistema eléctrico que contenía paneles solares y baterías, un sistema de guía para aterrizar la nave espacial, 8 motores de hidracina para la fase de crucero, 12 propulsores de hidracina para el amartizaje, elementos mecánicos y estructurales, un sistema de calefacción para garantizar que la nave espacial no se enfríe demasiado, las comunicaciones se hacían por medio de la Banda X a lo largo de la fase de crucero de la misión y para su comunicación inicial después de la separación del vehículo de lanzamiento, luego se utilizaban enlaces UHF, transmitidos a través de los orbitadores, durante la fase de entrada, descenso, amartizaje y mientras se operaba en la superficie, el sistema UHF era compatible con las capacidades de retransmisión de Mars Odyssey, MRO y Mars Express.






• Entry Turn Starts: E-6.3 min. Turn completed by E-5min.
• Cruise Stage Separation: E-5min
• Entry: E-0s, L-470s, 125 km*, 5.7 km/s, □= -12°
• Peak Heating: E+99s, L-371s, 45 km, Peak Deceleration: E+117s, L-353s, 7g
• Parachute Deployment: E+248s, L-222s, 13 km, < 504 m/s (Mach 1.7)
• Heat Shield Jettison: E+258s, L-212s, 12 km, < 286 m/s
• Radar Activated: E+261s, L- 209s, 11 km
• Leg Deployments: E+288s, L-182s, 12 km
X-band DTE
UHF-band to Orbiter
• Lander Separation: E+441s, L-29s, 0.74 km
• Throttle Up: E+444s, L-26s, 0.57 km
• Hazard Detection and Avoidance: E+444s, L-224s
• Constant Velocity Achieved: E+465s, L-5s, 0.012 km, 1.6 m/s
X-band DTE Open-Loop
UHF-band to Orbiter
Landing at
-3.5 to -5.0 km
elevation above
MOLA
• Touchdown: E+470s, L-0s, 0 km, 1.6 m/s
• Dust Settling: L+0 to L+15 min
•Fire Pyros for Deployments: L+7sec
• Solar Array Deploy: L+25min
• Begin Gyro-Compassing: L+100min
X-band DTE
UHF-band
to Orbiter
* Altitude referenced to equatorial radius

Lanzamiento

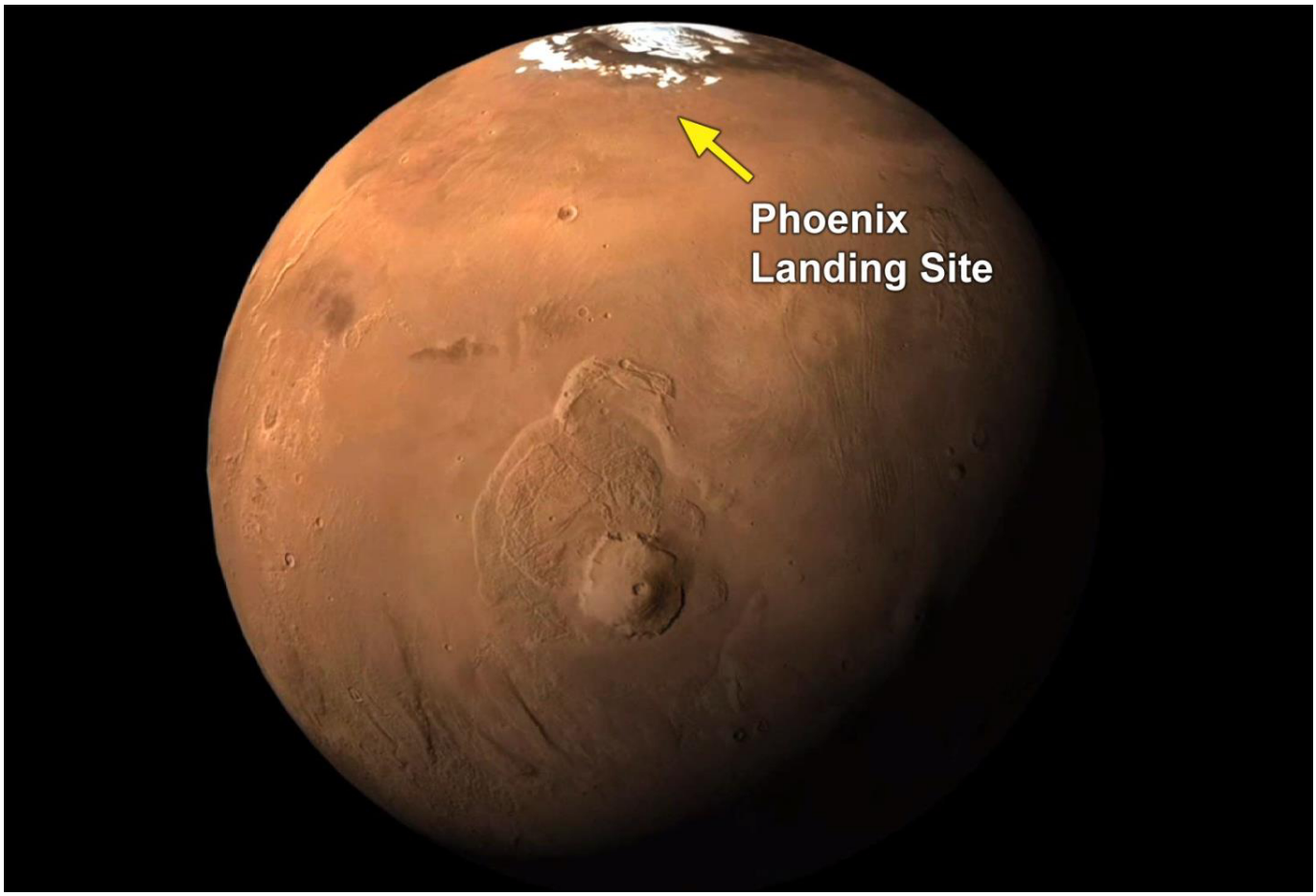
El lanzamiento de la nave Phoenix Mars fue el 4-08-2007 a bordo de un cohete Delta-II 7925 desde la plataforma 17-A de Cabo Cañaveral.

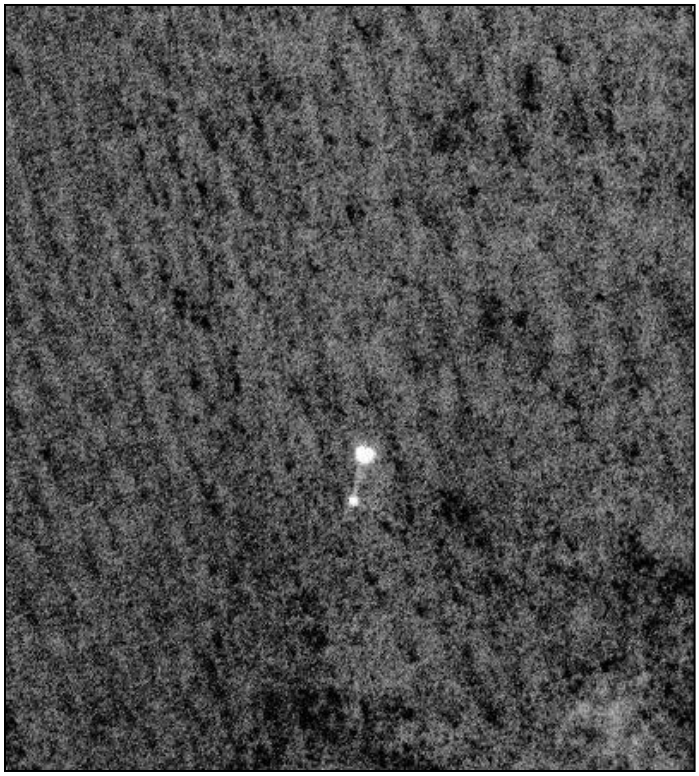
Amartizaje

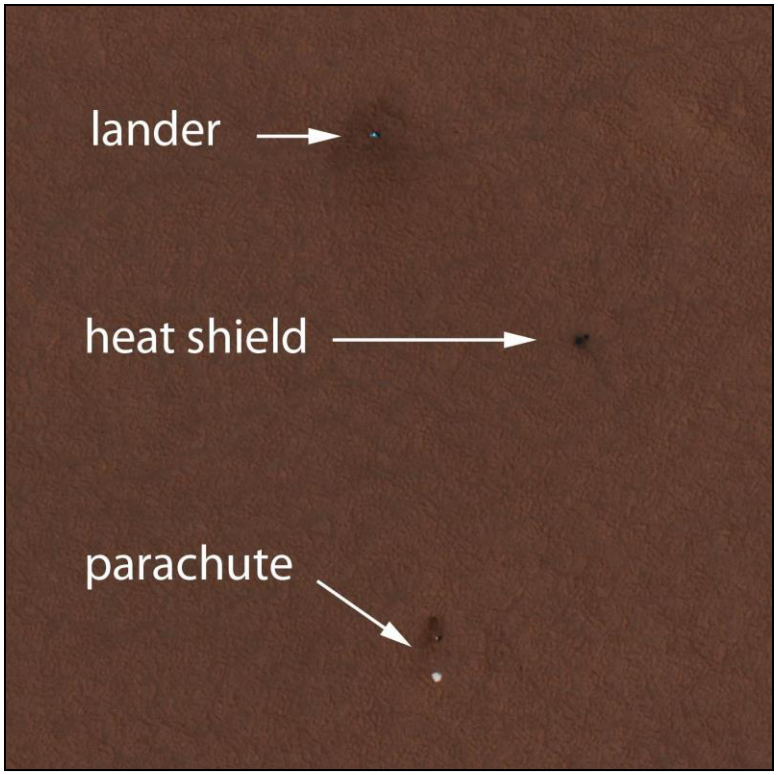
El JPL y la ESA hicieron ajustes a las órbitas de las naves MRO, Mars Odyssey y Mars Express para estar en el lugar correcto el 25-05-2008 para poder observar y seguir a Phoenix Mars Lander cuando entrara en la atmósfera y luego su amartizaje (el área de amartizaje proyectada fue una elipse de 100 x 20 Km que cubre el terreno denominado informalmente Green Valley y que contiene la mayor concentración de hielo de H_2O fuera de los polos), entró en la atmósfera marciana a casi 21000 Km/h, en 7 minutos había disminuido su velocidad a 8 Km/h antes de amartizar, las señales de radio confirmaron que la nave había sobrevivido a su difícil descenso, amartizando 15 minutos antes, completando así un vuelo de 680 millones de Km desde la Tierra.

Por razones desconocidas, el paracaídas se desplegó unos 7 seg. más tarde de lo esperado, lo que llevó a una posición de amartizaje a unos 25-28 Km al E, cerca del borde de la elipse de amartizaje previsto, la cámara del orbitador MRO fotografió a Phoenix suspendido de su paracaídas durante su descenso a través de la atmósfera de Marte, siendo la primera vez que una nave espacial fotografió a otra en el acto de aterrizar en un planeta.

El lander amartizó en el llamado Green Valley de Vastitas Borealis el 25-05-2008, a fines de la primavera del hemisferio N, el amartizaje se realizó sobre una superficie plana, con el lander reportando solo 0.3° de inclinación, antes de aterrizar, la nave utilizó sus propulsores para orientar sus paneles solares a lo largo de un eje E-O para maximizar la generación de energía, luego esperó 15 minutos antes de abrir sus paneles solares, para permitir que el polvo se asiente; las primeras imágenes mostraron una superficie cubierta de pequeñas rocas y canales en polígonos de unos 5 m de ancho y 10 cm de alto, con la ausencia esperada de grandes rocas y colinas.

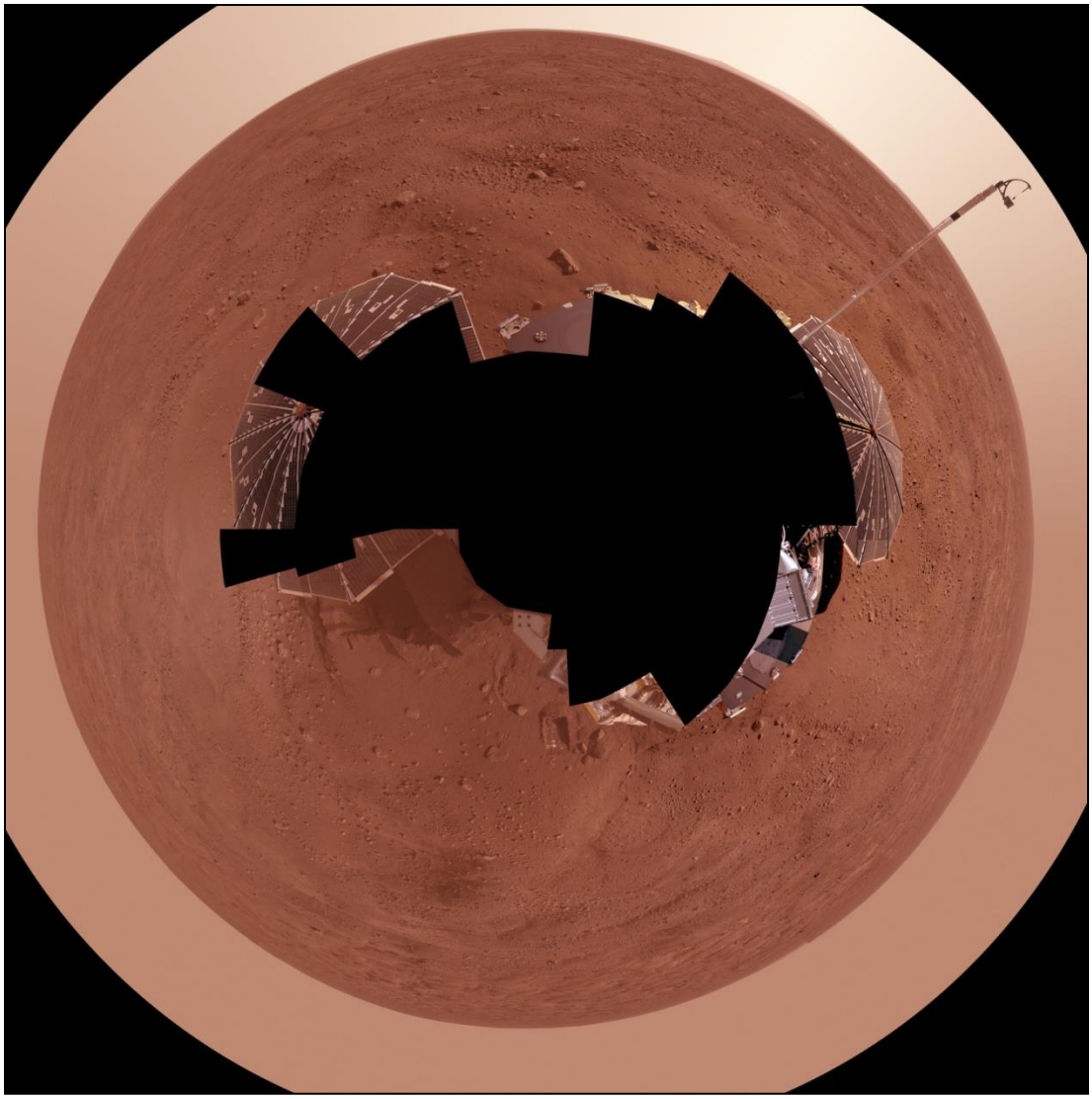


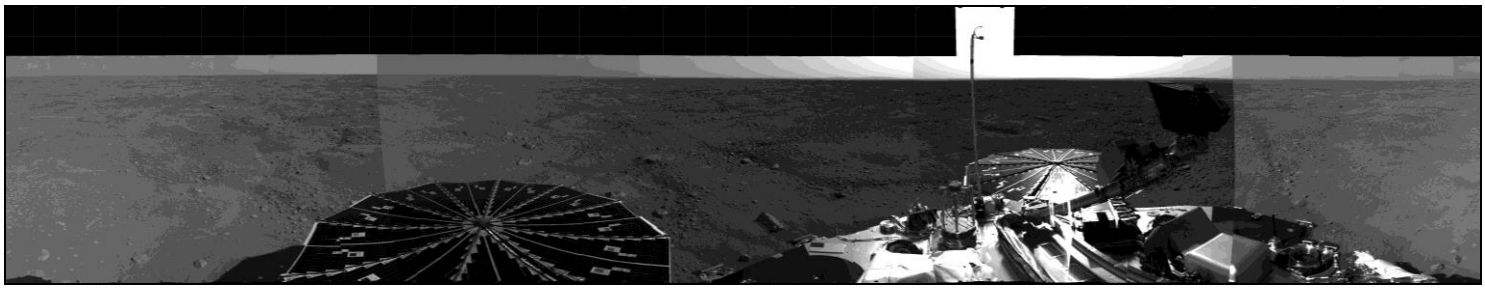


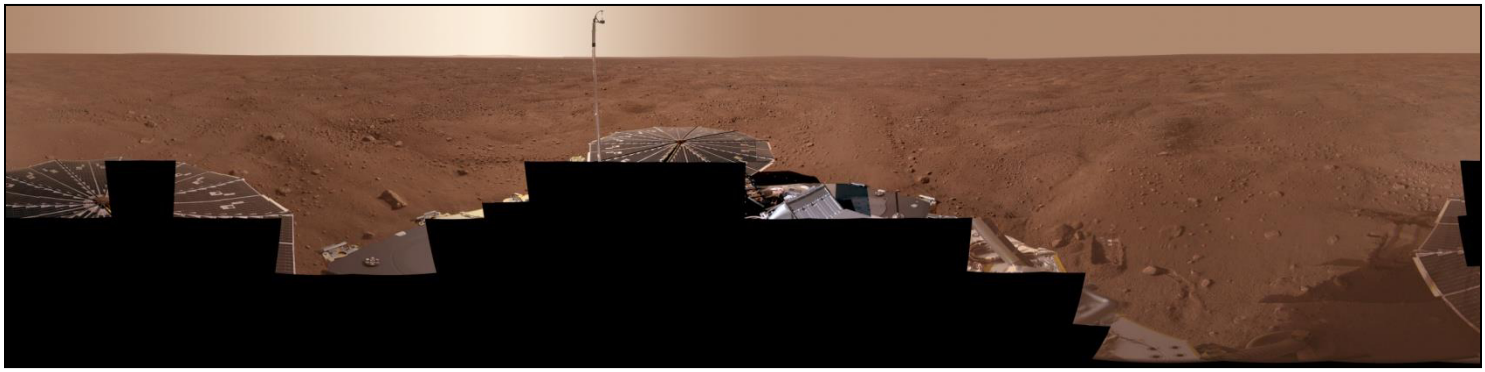

lander
heat shield
parachute

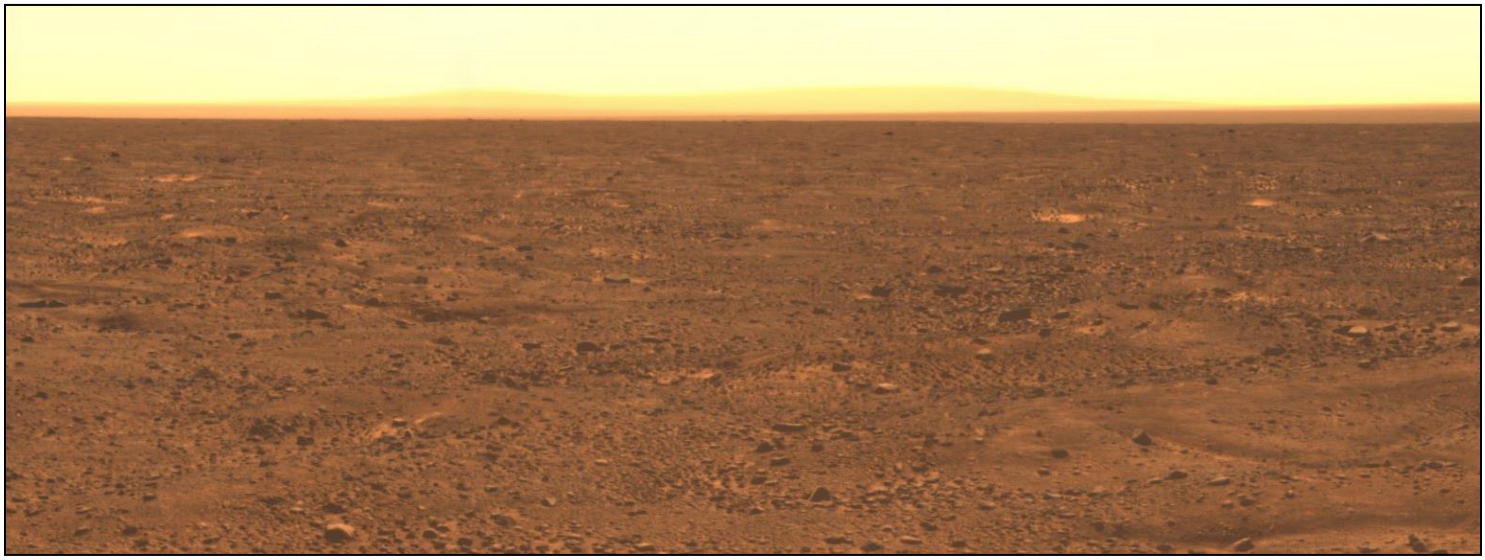
A diferencia de otros lugares visitados en Marte, casi todas las rocas cerca del lander eran pequeñas hasta donde la cámara podía ver, en un terreno plano con formaciones de poligonales de entre 2 y 3 m de diámetro delimitados por canales de 20 a 50 cm de profundidad, estas formas se deben a que el hielo en el suelo se expande y contrae debido a los grandes cambios de temperatura; el microscopio mostró que el suelo en la parte superior de los polígonos estaba compuesto de partículas planas (probablemente un tipo de arcilla) y partículas redondeadas, además, a diferencia de otros lugares visitados, el sitio no tenía ondas ni dunas, el hielo estaba presente a pocos cm debajo de la superficie, en la zona central de los polígonos y a lo largo de sus bordes, cuando el hielo se expone a la atmósfera se sublima lentamente.

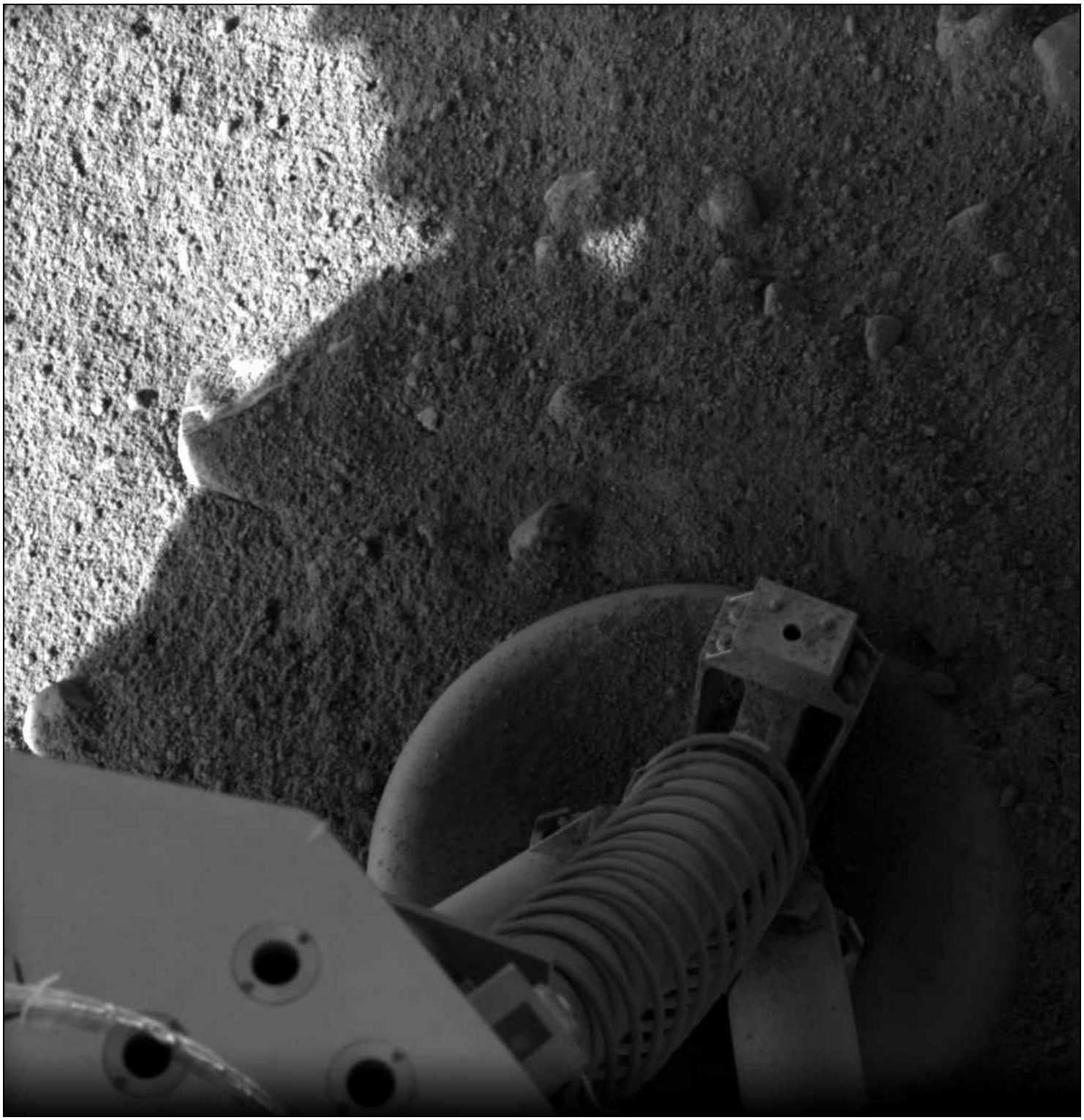
Se observó que la nieve caía de los cirros, las nubes se formaban a una temperatura atmosférica de alrededor de -65 °C, por lo que las nubes tendrían que estar compuestas de hielo de H_2O, en lugar de hielo de dióxido de Carbono (hielo seco) porque, a la baja presión de la atmósfera, la temperatura para formar hielo de dióxido de Carbono es mucho más baja (menos de -120 °C), se cree que el hielo de H_2O (nieve) se habría acumulado anteriormente en ese lugar, representando un hito en la comprensión del clima marciano; la velocidad del viento osciló entre 11 y 58 Km/h (velocidad promedio habitual fue de 36 Km/h) estas velocidades parecen altas, pero la atmósfera de Marte es muy delgada, menos del 1% de la Tierra, por lo que no ejerció mucha fuerza sobre la nave; la temperatura más alta medida durante la misión fue de -19.6 °C, mientras que la más fría fue de -97.7 °C.





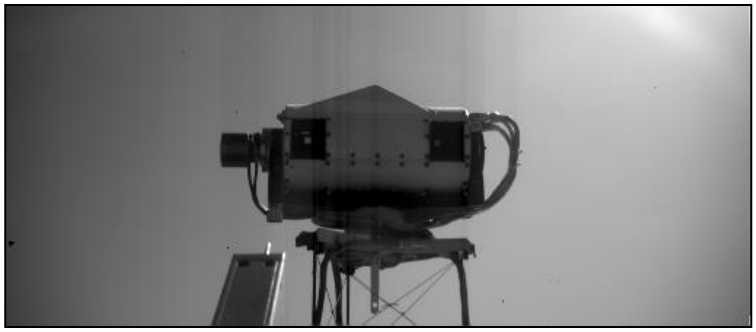


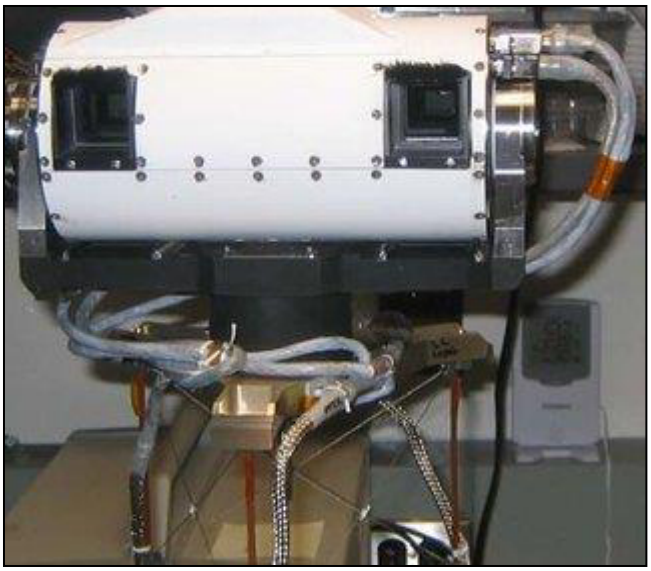




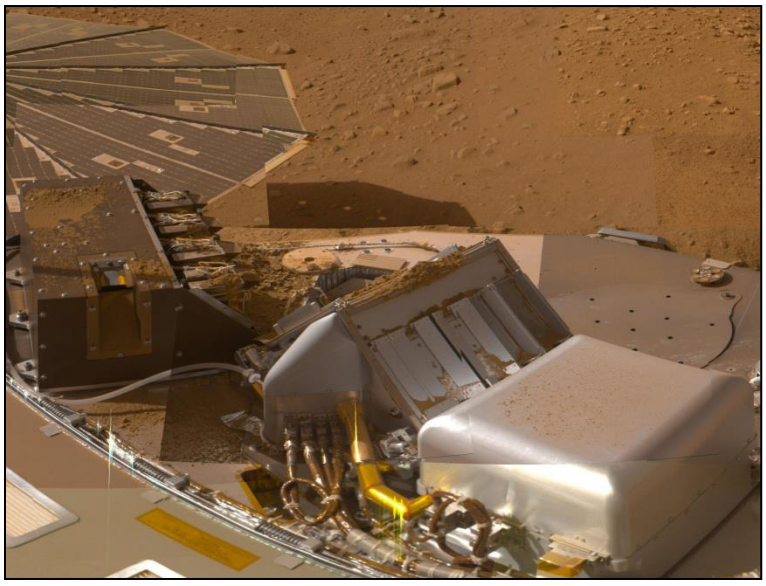
Instrumentos científicos

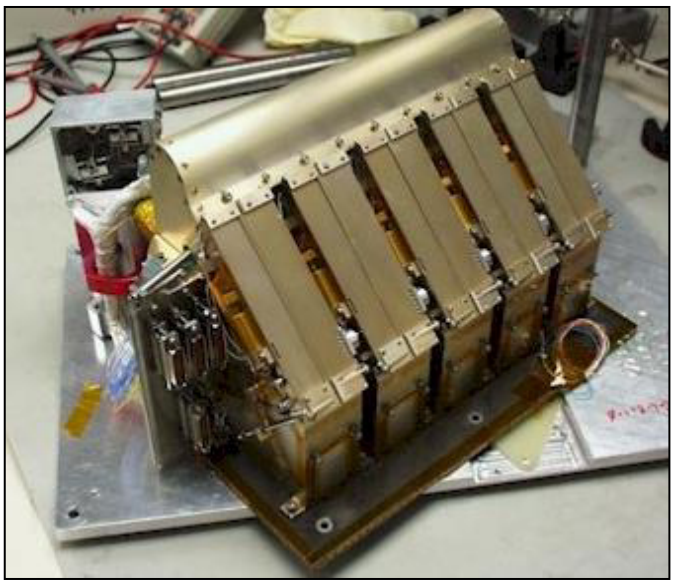
Cámara Estéreo de Superficie (SSI) Cámara principal del lander, actualización de mayor resolución del generador de las utilizadas en las misiones MarsPathfinder y Mars Polar Lander, tomó varias imágenes estéreo del Ártico marciano, y también usó el Sol como referencia para medir la distorsión atmosférica marciana debido al polvo, el aire y otras características.



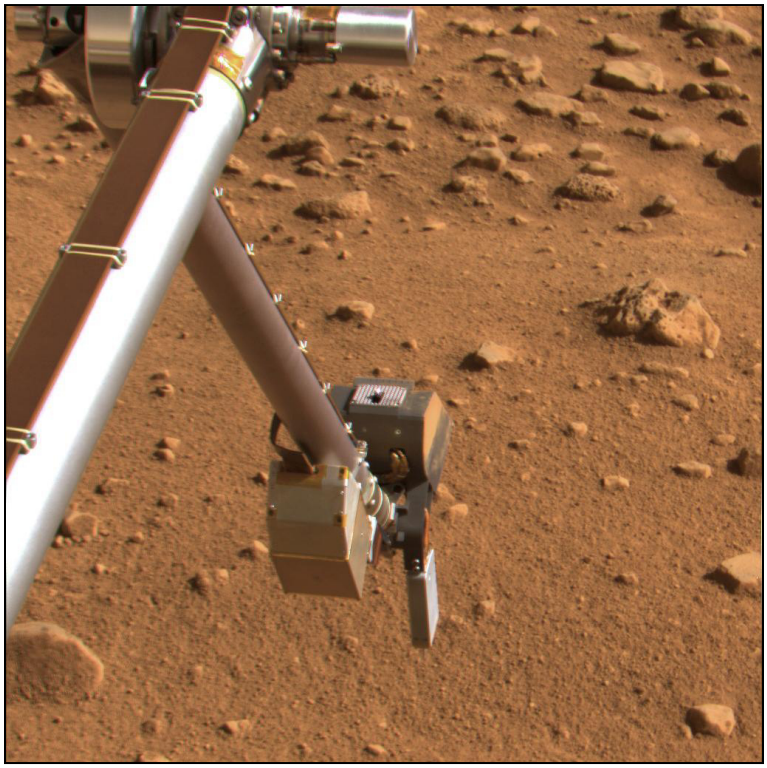


Analizador de gas térmico y evolucionado (TEGA) Combinación de un horno de alta temperatura con un espectrómetro de masas, utilizado para muestras de polvo y determinar la composición de los vapores resultantes, tenía 8 hornos, para un total de 8 muestras separadas pudiendo medir cuánto vapor de H_2O y gas de dióxido de Carbono se emitieron, cuánto hielo de H_2O contenían las muestras y qué minerales estaban presentes que pudieron haberse formado durante un clima pasado más húmedo y cálido, también midió los volátiles orgánicos como el metano; durante el Sol 4, las pruebas eléctricas indicaron un cortocircuito intermitente en TEGA, como resultado de una falla en uno de los dos filamentos responsables de los volátiles ionizantes, la NASA solucionó el problema configurando el filamento de respaldo como primario y viceversa; el primero de los 8 hornos se llenó con una muestra de suelo después de varios intentos de obtener la muestra, luego se anunció que no se encontró H_2O en esta muestra; sin embargo, dado que había estado expuesto a la atmósfera marciana durante varios días antes de ingresar al horno, cualquier hielo de H_2O inicial que pudiera haber contenido podría haberse perdido por sublimación

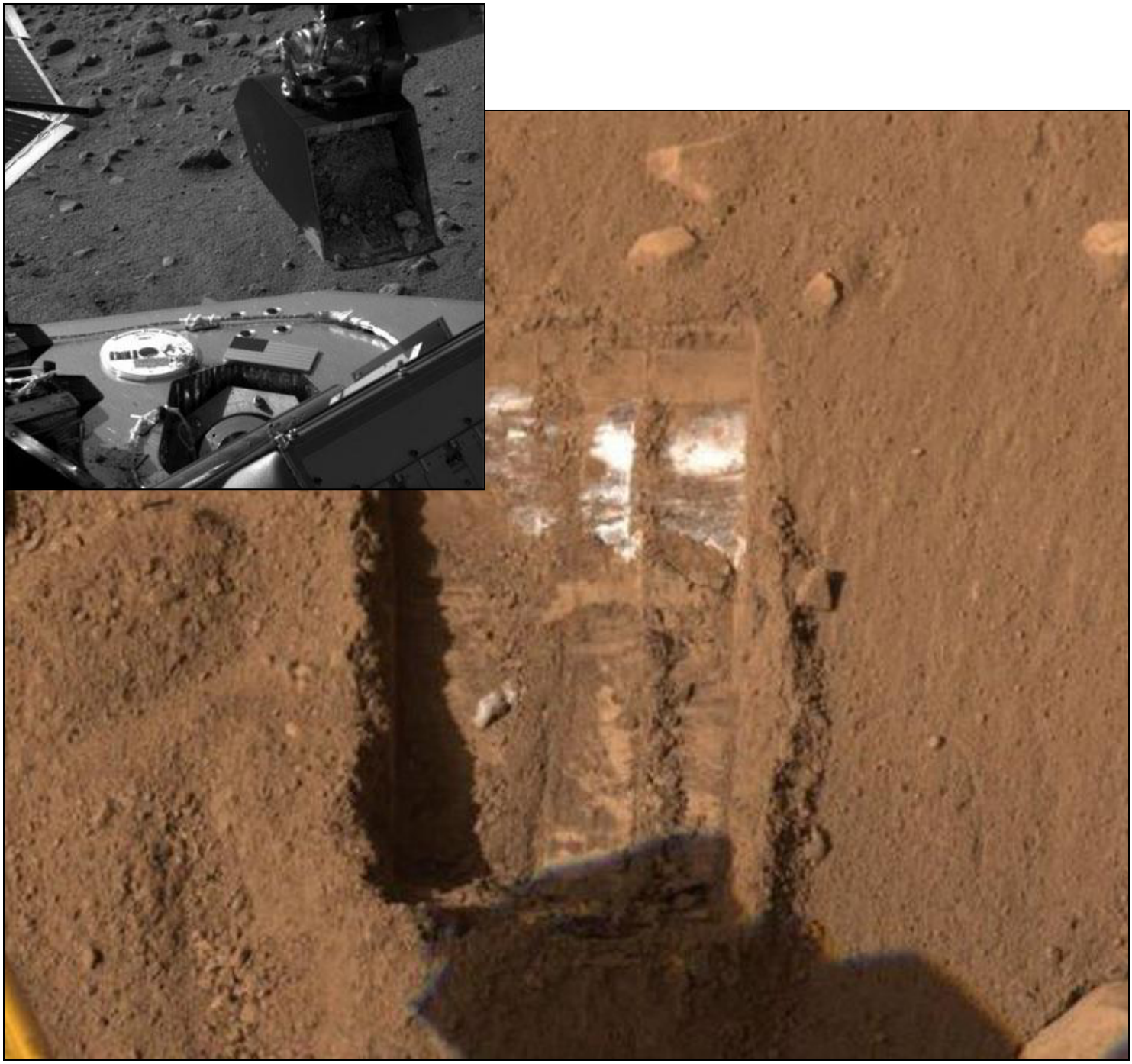




Brazo robótico Diseñado para extenderse 2,35 m desde su base en el módulo del lander, con la capacidad de excavar hasta 0,5 m debajo de la superficie, tomó muestras de superficie y hielo que fueron analizadas por otros instrumentos, utilizó una herramienta raspadora giratoria ubicada en el talón de la pala para cortar el fuerte permafrost, los recortes se transfirieron al frente para entregarlos a los instrumentos, se enviaron comandos para que el brazo se desplegara comenzando con la retirada de una cubierta protectora destinada a servir como una precaución redundante contra la posible contaminación del suelo marciano por formas de vida terrestres, la cámara RAC, conectada al brazo robótico justo encima de la cuchara pudo tomar imágenes del área, así como verificar las muestras que devolvió la cuchara, y examinó los granos del área donde el brazo robótico acababa de excavar.



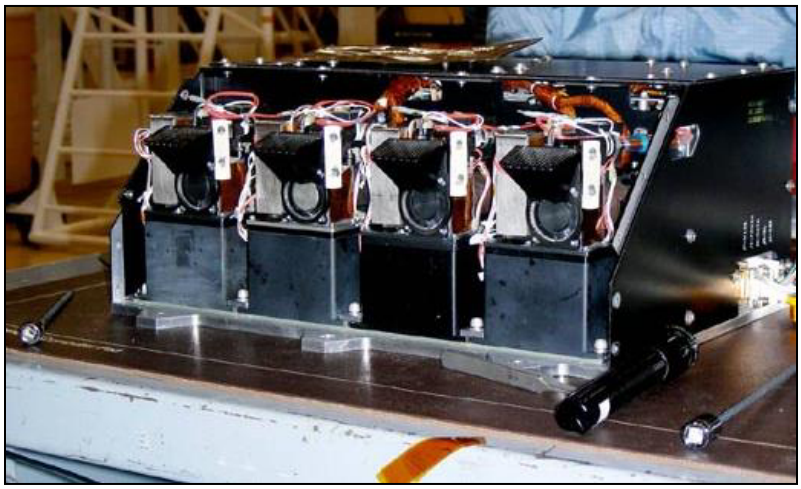
El primer movimiento del brazo robótico tuvo un retraso de un día, cuando los comandos desde la Tierra no fueron transmitidos al lander (que ya estaba posado en Marte) estos comandos se enviaron al orbitador MRO según lo planeado, pero el sistema de radio Electra UHF para transmitirlos se apagó temporalmente. Sin nuevos comandos, el módulo de aterrizaje realizó un conjunto de actividades de respaldo. El brazo robótico era una parte crítica de la misión Phoenix Mars, los científicos enviaron comandos para desplegar su brazo robótico y tomar más imágenes de su lugar de aterrizaje, las imágenes revelaron que la nave espacial amartizó y el brazo pudo excavar la superficie y comenzó a tomar muestras de hielo en el suelo marciano después de días de probar sus sistemas.

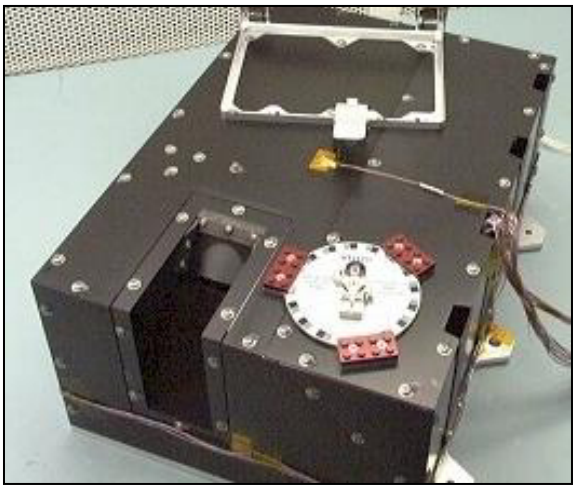


Mars Descent Imager (MARDI) Tenía la intención de tomar fotografías del sitio de amartizaje durante los últimos tres minutos de descenso, según lo planeado originalmente, habría comenzado a tomar fotografías a unos 8 Km sobre el suelo marciano.

Antes del lanzamiento, las pruebas de la nave espacial ensamblada descubrieron un posible problema de corrupción de datos con una tarjeta de interfaz que fue diseñada para enrutar datos de imágenes MARDI, así como datos de varias otras partes de la nave espacial. El problema potencial podría ocurrir si la tarjeta de interfaz recibiera una imagen MARDI durante una fase crítica del descenso final de la nave espacial, momento en el cual los datos de la Unidad de Medición Inercial de la nave espacial podría haberse perdido; Estos datos fueron críticos para controlar el descenso y el amartizaje, se consideró que era un riesgo inaceptable y se decidió no usar MARDI durante la misión, como la falla se descubrió demasiado tarde para reparaciones, la cámara permaneció instalada, pero no se usó para tomar fotos, como tampoco se usó su micrófono incorporado.

Analizador de microscopía, electroquímica y conductividad (MECA) Paquete de instrumentos diseñado originalmente para la misión cancelada MS-2001, era un laboratorio de química húmeda conteniendo microscopios ópticos y atómicos, con una sonda de conductividad térmica y eléctrica, con este instrumento los investigadores examinaron partículas del suelo tan pequeñas como 16 μm de ancho; Además, intentaron determinar la composición química de los iones solubles en H_2O en el suelo, también midieron la conductividad eléctrica y térmica de las partículas del suelo usando una sonda en la pala del brazo robótico.





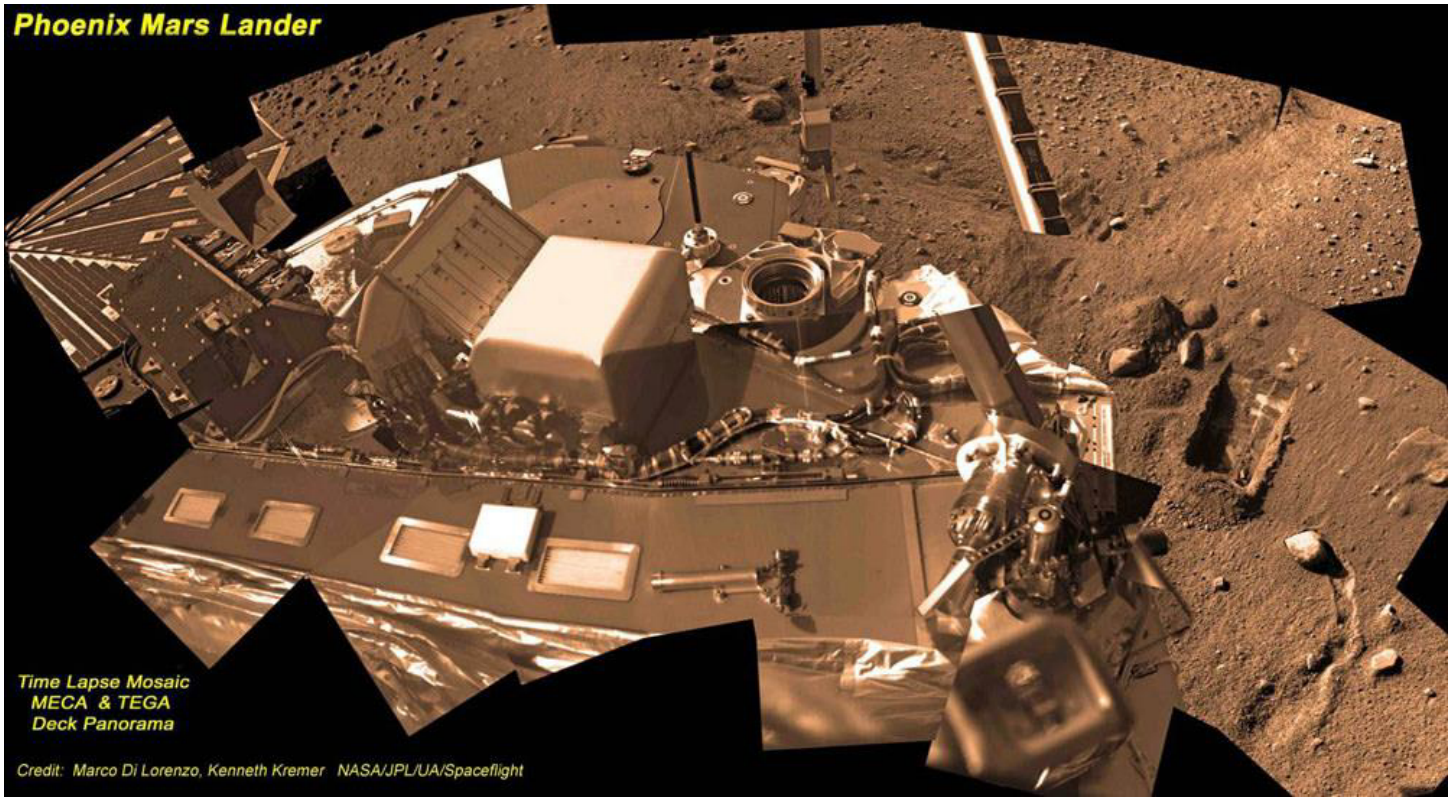
El MECA contenía una sonda de conductividad térmica y eléctrica (TECP) tiene cuatro sondas que realizaron las siguientes mediciones: temperatura del suelo marciano, humedad relativa, conductividad térmica, conductividad eléctrica, permisividad dieléctrica, velocidad del viento y temperatura atmosférica.

Tres de las cuatro sondas tienen pequeños elementos de calentamiento y sensores de temperatura en su interior, una sonda utiliza elementos de calentamiento internos para enviar un pulso de calor, registrando el tiempo que se envía el pulso y monitoreando la velocidad a la que el calor se disipa fuera de la sonda, las agujas adyacentes detectan cuando llega el pulso de calor.

La velocidad a la que el calor viaja lejos de la sonda, así como la velocidad que viaja entre las sondas, permite a los científicos medir la conductividad térmica, el calor específico (la capacidad del regolito para conducir el calor en relación con su capacidad de almacenar calor) y la difusividad térmica (la velocidad a la que se propaga una perturbación térmica en el suelo).

Las sondas también midieron la permisividad dieléctrica y la conductividad eléctrica, que pueden usarse para calcular la humedad y la salinidad del regolito, las agujas 1 y 2 trabajan en conjunto para medir las sales en el regolito, calentar el suelo para medir las propiedades térmicas (conductividad térmica, calor específico y difusividad térmica) del regolito y medir la temperatura del suelo, las agujas 3 y 4 miden el agua líquida en el regolito, la aguja 4 es un termómetro de referencia para las agujas 1 y 2.

El sensor de humedad TECP es un sensor de humedad relativa, por lo que debe estar acoplado con un sensor de temperatura para medir la humedad absoluta. Tanto el sensor de humedad relativa como el sensor de temperatura están conectados directamente a la placa de circuito del TECP y, por lo tanto, se supone que están a la misma temperatura.



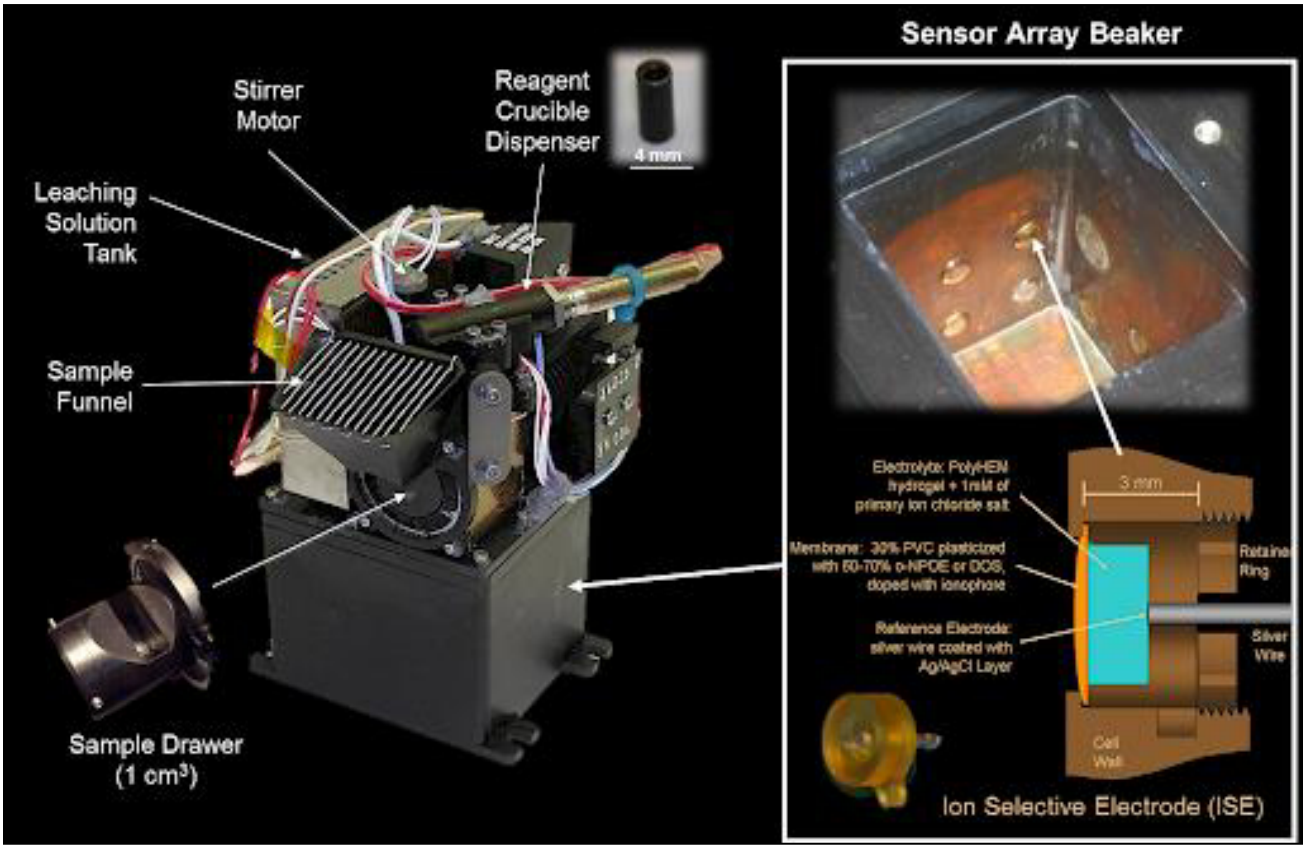
Rueda de muestra Este instrumento presenta 6 de 69 soportes para muestras en una abertura en el instrumento MECA al cual el brazo robótico entrega las muestras y luego las lleva a los microscopios óptico y atómico.

Microscopio óptico Capaz de hacer imágenes del regolito marciano con una resolución de 256 píxeles/mm o 16 micrómetros/píxel, el campo de visión del microscopio es un soporte de muestra de 2×2 mm al cual el brazo robótico entrega la muestra, esta se ilumina con 9 led rojos, verdes y azules o con 3 led que emiten luz UV, la electrónica para la lectura del chip CCD se comparte con la cámara del brazo robótico que tiene un chip CCD idéntico.

Microscopio atómico Tiene acceso a un área pequeña de la muestra entregada al microscopio óptico, el instrumento escanea la muestra con una de las 8 puntas de cristal de silicio y mide la repulsión de la punta de la muestra, la resolución máxima es de 0.1 micrómetros.

Laboratorio de Química Húmeda (WCL) El brazo robótico recoge con su pala superficie y la coloca en una de las cuatro celdas de laboratorio de química húmeda, donde se agrega agua y, mientras éste se agita, una serie de sensores electroquímicos miden los iones disueltos como Sodio, Magnesio, Calcio y sulfato que lixiviado del suelo al agua proporciona información sobre la compatibilidad biológica del suelo, tanto para posibles microbios indígenas como para posibles futuros visitantes de la Tierra. Los cuatro laboratorios de química húmeda eran idénticos, cada uno contenía 26 sensores químicos y un sensor de temperatura, los electrodos selectivos de iones de polímero (ISE) pudieron determinar la concentración de iones midiendo el cambio en el potencial eléctrico a través de sus membranas selectivas de iones en función de la concentración, dos electrodos de detección de gas para Oxígeno y dióxido de Carbono funcionaron con el mismo principio pero con membranas permeables a los gases.

Se utilizó una matriz de microelectrodos de Oro para la voltametría cíclica la voltametría cíclica (método para estudiar iones aplicando una forma de onda de potencial variable y midiendo la curva de corriente-voltaje) y la voltametría de extracción anódica, primero deposita los iones metálicos en el electrodo de oro con un potencial aplicado, después de invertir el potencial, se mide la corriente mientras se quitan los metales del electrodo.



Los resultados de la química mostraron que la superficie del suelo es moderadamente alcalina, con un pH de 7,7 ± 0,5. El nivel general de salinidad es modesto, el análisis TEGA de su primera muestra de suelo indicó la presencia de H_2O y dióxido de Carbono que se liberaron durante el ciclo de calentamiento final (temperatura más alta 1000 °C) los elementos detectados: cloruro, bicarbonato, Magnesio, Sodio, Potasio, Calcio y sulfato, el análisis también mostró que el Calcio en el suelo no ha interactuado con el agua líquida de ninguna forma, si lo hubiera hecho, habría formado un ambiente severamente árido, con una interacción mínima o nula de agua líquida. El pH y el nivel de salinidad fueron vistos como benignos desde el punto de vista de la biología.

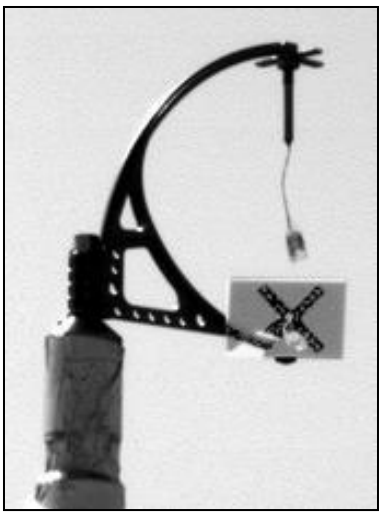
La NASA publicó resultados preliminares que indicaban que el suelo de Marte contiene perclorato (ClO_4) y, por lo tanto, puede no ser tan amigable con la vida como se pensaba anteriormente, la presencia de casi 0,5% de percloratos en el suelo fue un hallazgo inesperado con amplias implicaciones.

Una investigación de laboratorio publicada en julio de 2017 demostró que cuando se irradia con un flujo UV marciano simulado, los percloratos se vuelven bactericidas. Otros compuestos de la superficie, los óxidos de Hierro y el peróxido de Hidrógeno, actúan en sinergia con los percloratos irradiados para causar un aumento de 10,8 veces en la muerte celular en comparación con las células expuestas a la radiación UV después de 60 seg de exposición, también se descubrió que los silicatos desgastados (cuarzo y basalto) conducen a la formación de especies tóxicas de Oxígeno reactivo, los resultados dejan la cuestión de la presencia de compuestos orgánicos abiertos, ya que el calentamiento de las muestras que contienen perclorato habría descompuesto los compuestos orgánicos presentes.

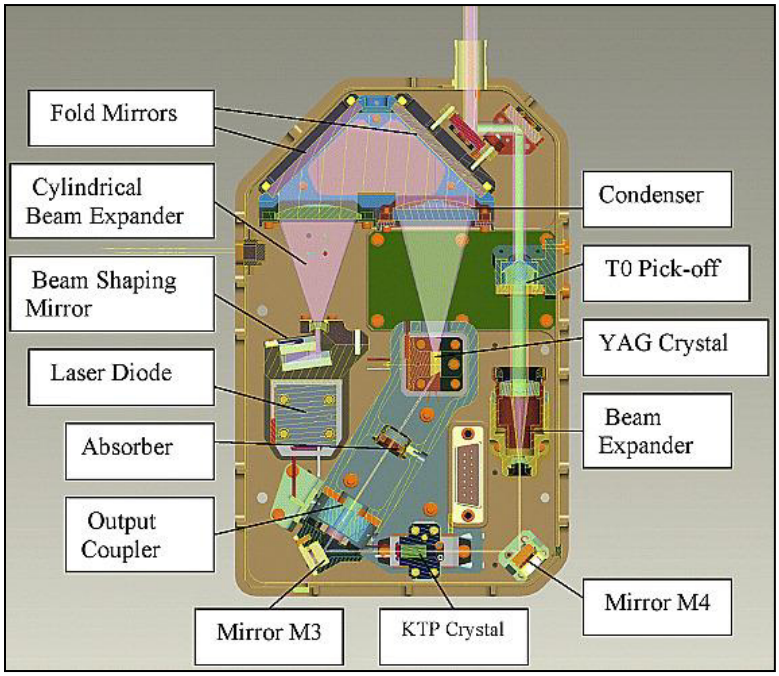
El perclorato (ClO_4) es un oxidante fuerte, por lo que tiene el potencial de ser utilizado como combustible para cohetes y como fuente de Oxígeno para futuras misiones, además, cuando se mezcla con H_2O, el perclorato puede reducir en gran medida el punto de congelación del H_2O (de manera similar a cómo se aplica la sal a las carreteras para derretir el hielo) el perclorato puede estar permitiendo que se formen pequeñas cantidades de H_2O líquida en la superficie de Marte actualmente, los barrancos, que son comunes en ciertas áreas de Marte, pueden haberse formado a partir del perclorato que derrite el hielo y hace que el H_2O erosione el suelo en laderas empinadas.

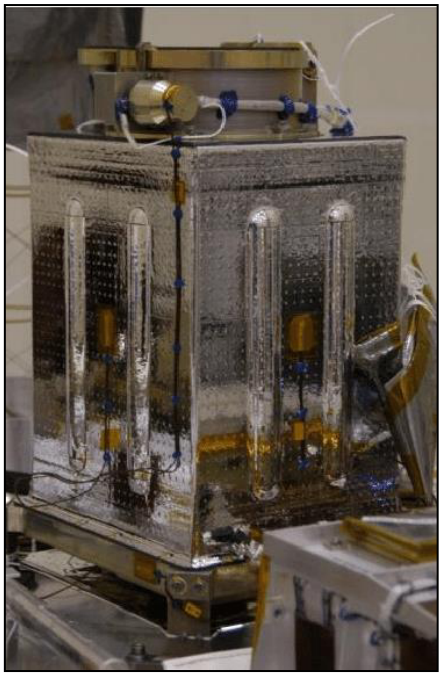
También se han detectado percloratos en el lugar de amartizaje del Rover Curiosity, en la zona ecuatorial marciana, y en el meteorito EETA79001, proveniente de Marte, sugiriendo una distribución global de estas sales, es probable que se conserven compuestos orgánicos altamente refractarios y/o bien protegidos en el subsuelo congelado.

Estación Meteorológica (MET) Registró el clima diario de Marte durante el curso de la misión, equipado con un indicador de viento y sensores de presión y temperatura, también contenía un dispositivo laser LIDAR para muestras de la cantidad de partículas de polvo en el aire, la velocidad, la presión y la temperatura del viento en la superficie también se monitorearon durante la misión mostrando la evolución de la atmósfera con el tiempo, para medir la contribución del polvo y el hielo a la atmósfera, se empleó el LIDAR, que también recopiló información sobre la estructura dependiente del tiempo de la capa límite planetaria mediante la investigación de la distribución vertical de polvo, hielo, niebla y nubes en la atmósfera, tenía 3 sensores de temperatura (termopares) en un mástil vertical de 1 m, a alturas de 250, 500 y 1000 mm por encima de la plataforma de aterrizaje, un sensor de presión se encuentra en la superficie de la plataforma que alberga la electrónica de adquisición, los sensores de presión y temperatura comenzaron a funcionar segundos después del amartizaje y funcionaron continuamente, muestreando una vez cada 2 seg.



Laser LIDAR Era un láser YAG pasivo con conmutación Q con las longitudes de onda duales de 1064 nm y 532 nm, funcionó a 100 Hz con un ancho de pulso de 10 nanosegundos, la luz dispersada fue recibida por dos detectores (verde e IR) y la señal verde se recogió tanto en modo analógico como de conteo de fotones, fue operado por primera vez en el sol 3 registrando el primer perfil atmosférico desde la superficie, indicando polvo bien mezclado en los primeros Km de la atmósfera de Marte, donde la capa límite planetaria se observó por una marcada disminución en la señal de dispersión, también hubo un efecto de calentamiento del láser a causa de la aparición de polvo que aumentaba con el tiempo, se pudo observar una capa a 3,5 Km, que podría ser polvo adicional o una nube de hielo a baja altitud, este instrumento de apunte vertical fue capaz de detectar múltiples tipos de retrodispersión, con el retraso entre la generación del pulso láser y el retorno de la luz dispersada por las partículas atmosféricas determinando la altitud a la que ocurre la dispersión, también se pudo obtener información adicional de la luz retrodispersada a diferentes longitudes de onda (colores) entre los 532/1064 nm, haciendo posible discriminar entre hielo y polvo, y servir como un indicador del tamaño efectivo de las partículas, el dispositivo láser descubrió la nieve que caía de las nubes; no se sabía que esto ocurriera antes de la misión; también se determinó que se formaron cirros en el área.





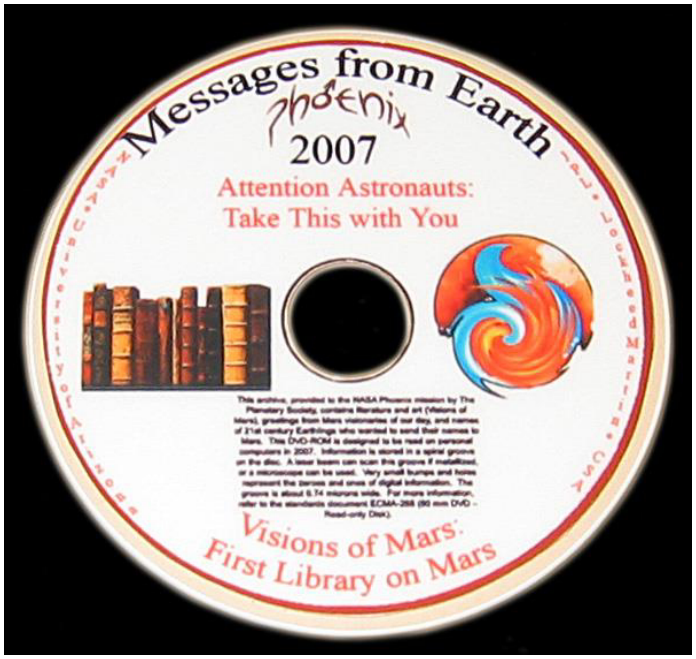
DVD Phoenix

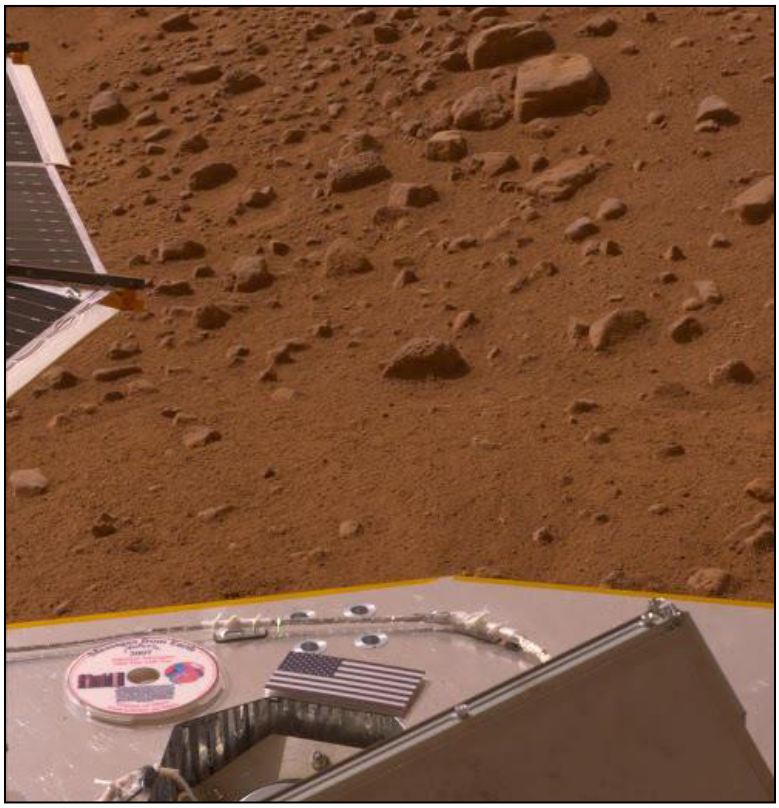
Junto a la cubierta del lander se situaba el DVD Phoenix, hecho de un vidrio de sílice especial diseñado para resistir el ambiente marciano, su contenido trata de un compilado hecho por The Planetary Society y es una colección multimedia de literatura y arte sobre Marte.

Los trabajos incluyen el texto de HG Wells "La guerra de los mundos" (la emisión de radio de Orson Wells) "Marte como la morada de la vida" con un mapa de los canales propuestos de Percival Lowell, "Crónicas marcianas" de Ray Bradbury y "Marte Verde" de Kim S. Robinson; también hay mensajes dirigidos directamente a futuros visitantes marcianos o colonos de Carl Sagan y Arthur C. Clarke entre otros; en 2006, The Planetary Society recolectó 250000 nombres enviados a través de Internet y los colocó en el disco, que afirma, en el frente, ser "la primera biblioteca en Marte".

El DVD Phoeni*x* tiene un texto que dice

"- Este archivo, proporcionado a la misión Phoenix de la NASA por The Planetary Society, contiene literatura y arte (Visiones de Marte) saludos de los visionarios de Marte de nuestros días y nombres de terrícolas del siglo XXI que querían enviar sus nombres a Marte; este DVD-ROM está diseñado para ser leído en computadoras personales en 2007; la información se almacena en una ranura en espiral en el disco, un rayo láser puede escanear el surco cuando se metaliza o se puede usar un microscopio, los agujeros muy pequeños representan los ceros y unos de la información digital, la ranura es de aproximadamente 0,74 micrómetros de ancho, para obtener más información, consulte el documento estándar ECMA-268 (Disco DVD de solo lectura de 80 mm) -".



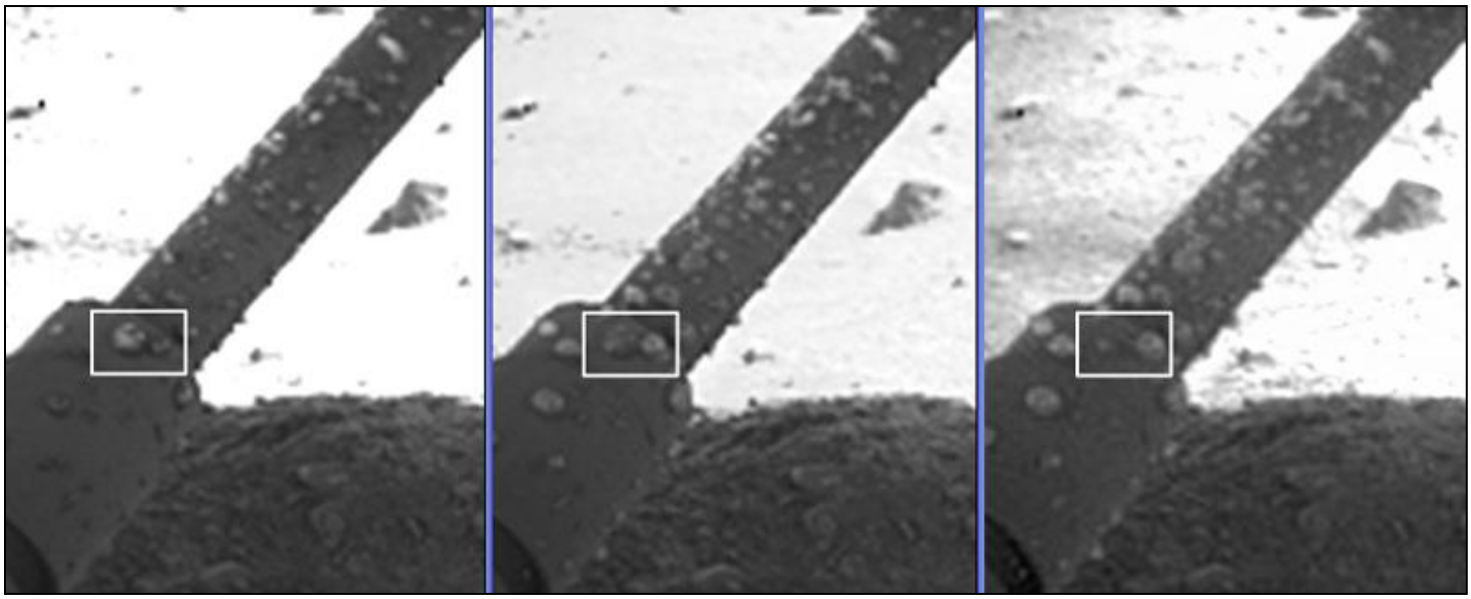


Presencia de hielo de H_2O

El agrietamiento poligonal en la zona de aterrizaje se había observado previamente desde la órbita, y es similar a los patrones observados en las áreas de permafrost en las regiones polares y de gran altitud de la Tierra, la cámara del brazo robótico tomó una imagen debajo del módulo de aterrizaje sobre el Sol 5 que muestra manchas de una superficie lisa y brillante al descubierto cuando propulsor de escape voló la superficie suelta en ese lugar, más tarde se demostró que era hielo de H_2O, la NASA anunció que grupos de material brillante del tamaño de un dado en las trincheras excavadas por el brazo robótico se habían vaporizado en el transcurso de cuatro días, lo que implicaba que estaban compuestos de hielo de H2O que se sublimó después de la exposición, si bien el hielo seco también se sublima, en las condiciones presentes lo haría a un ritmo mucho más rápido de lo observado, también se confirmó la presencia de hielo de H_2O en Marte, según lo previsto en 2002 por el orbitador Mars Odyssey .

Durante el ciclo de calentamiento inicial de una nueva muestra, el espectrómetro de masas TEGA detectó vapor de H_2O cuando la temperatura de la muestra alcanzó 0 °C, el H_2O líquida no puede existir en la superficie de Marte con su baja presión atmosférica actual, excepto en las elevaciones más bajas durante períodos cortos.

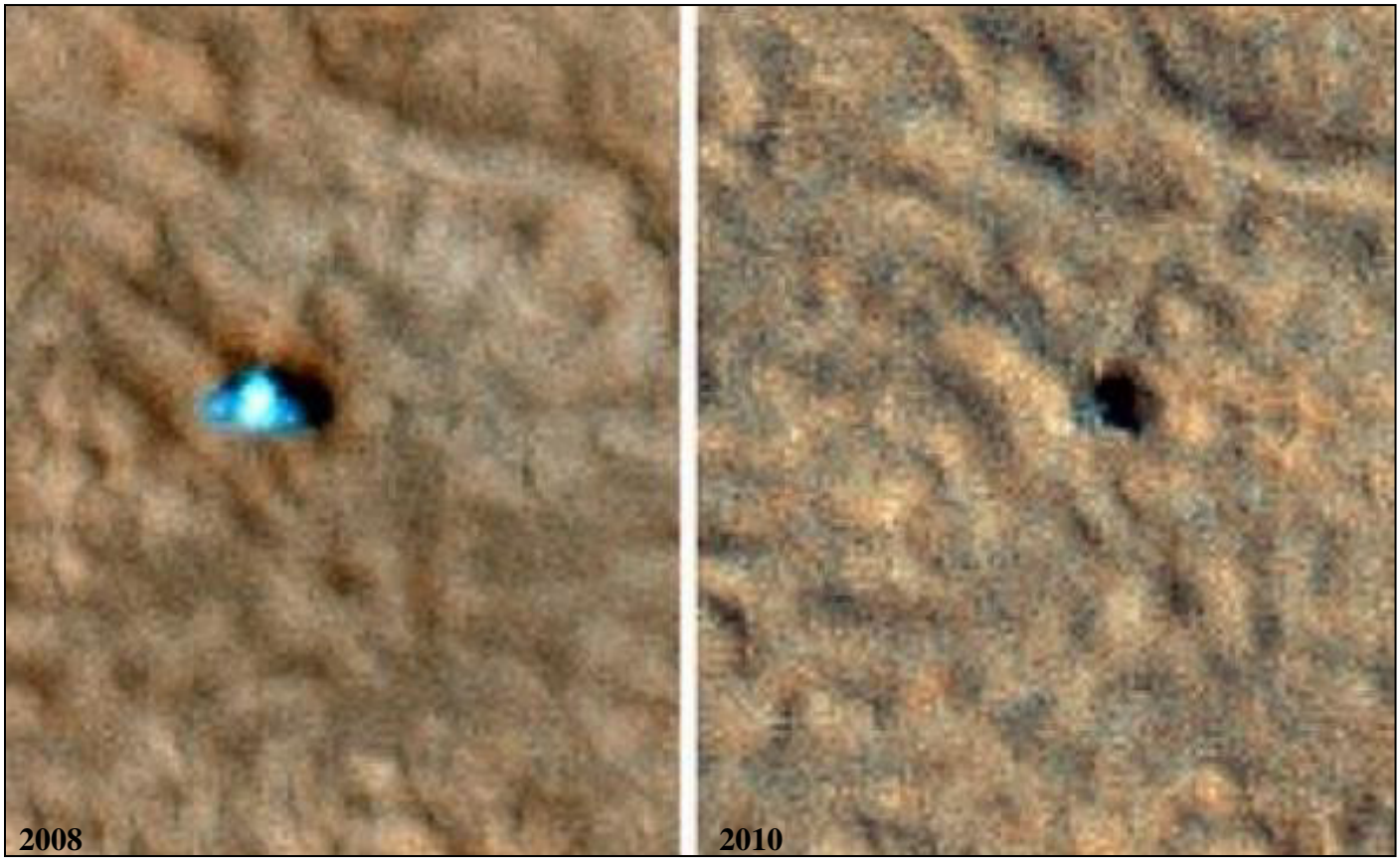
Con Mars Phoenix en buen estado de funcionamiento, la NASA anunció financiación operativa hasta el 30-09-2008 (sol 125) el equipo científico trabajó para determinar si el hielo de H_2O se descongelaba lo suficiente como para estar disponible para los procesos de la vida y si había productos químicos que contenían Carbono y otras materias primas para la vida, además, surgió un debate dentro de la NASA sobre la presencia de gotas que aparecieron en las fotos de las patas del lander, que se han descrito de diversas maneras como gotas de H_2O o grupos de escarcha, se cree que los propulsores del lander perforaron una zona que contenía salmuera debajo de la superficie marciana cerca de una de las patas durante el amartizaje, las sales habrían absorbido el vapor de H_2O del aire, lo que habría explicado cómo parecían crecer en tamaño durante los primeros 44 soles antes de evaporarse lentamente a medida que bajaba la temperatura de Marte.



Fin de la misión

El lander con energía solar funcionó dos meses más que su misión principal, diseñado para durar 90 días, el 28-10-2008 (sol 152) entró en modo seguro debido a las restricciones basadas en la cantidad insuficiente de luz solar que llegaba al lander (como se esperaba en esa época del año marciano) se decidió apagar los cuatro calentadores que mantenían al equipo caliente y al devolver la nave espacial del modo seguro, se enviaron comandos para apagar dos de los calentadores en lugar de solo uno, como se planeó originalmente para el primer paso.

Los calentadores involucrados proporcionaron calor al brazo robótico, al instrumento TEGA y a una unidad pirotécnica en lander que no se utilizaron desde el amartizaje, por lo que estos tres instrumentos también se apagaron, el 10-11-2008, el Control de Misión de Mars Phoenix informó la pérdida de contacto con el lander (la última señal se recibió el 2-11-2008), la pérdida de la nave ocurrió como resultado de una tormenta de polvo que redujo aún más la generación de energía, aunque no fue diseñada para sobrevivir al frío invierno marciano, el modo seguro del lander mantuvo abierta la opción de restablecer las comunicaciones si había posibilidades de recargar sus baterías durante la próxima primavera marciana. Sin embargo, su ubicación de amartizaje era en un área que generalmente forma parte del casquete polar N durante el invierno marciano y el lander fue visto desde la órbita rodeado de hielo seco, se estima que, en su punto máximo, la capa de hielo de dióxido de Carbono en las proximidades del lander sería de unos 30 grs/cm^2, lo que era suficiente para hacer una densa capa de hielo seco de al menos 19 cm de espesor. Se consideró improbable que la nave espacial pudiera soportar estas condiciones, ya que sus frágiles paneles solares probablemente se romperían con tanto peso, se hicieron intentos para ponerse en contacto con el lander a partir del 18-01-2010 (sol-835) sin éxito, otros intentos en febrero y abril de 2009 tampoco pudieron captar ninguna señal del lander; el 24-05-2010 se anunció la finalización de la misión, ya que las imágenes del orbitador MRO mostraron que sus paneles solares aparentemente fueron dañados por la congelación durante el invierno.



NOTICIAS

Un descubrimiento de la Sociedad Lunar Argentina

Cuando la observación ha dado frutos y se combina con el estudio, aparecen los resultados con que todo astrónomo amateur sueña, esos granitos de arena aportados a la selenografía, en nuestro caso. Los miembros de la Sociedad Lunar Argentina habrían descubierto que el cráter Bliss podría agregarse al catálogo de los denominados Cráteres con bandas (banded craters).

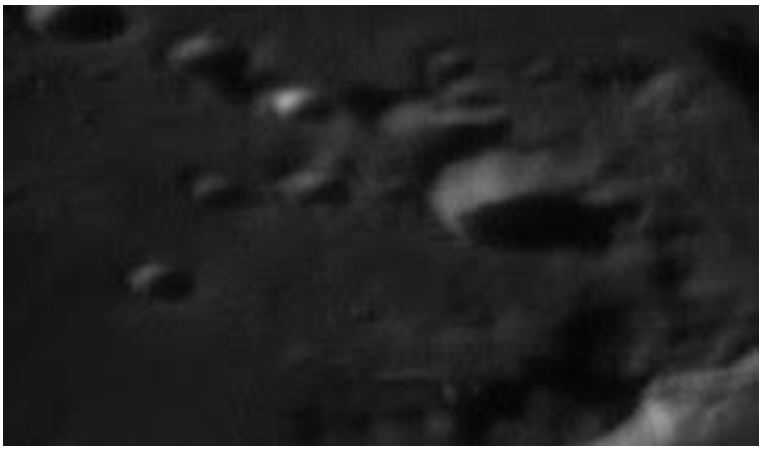
Traducción del artículo aparecido en la edición de febrero de 2020 de The Lunar Observer.

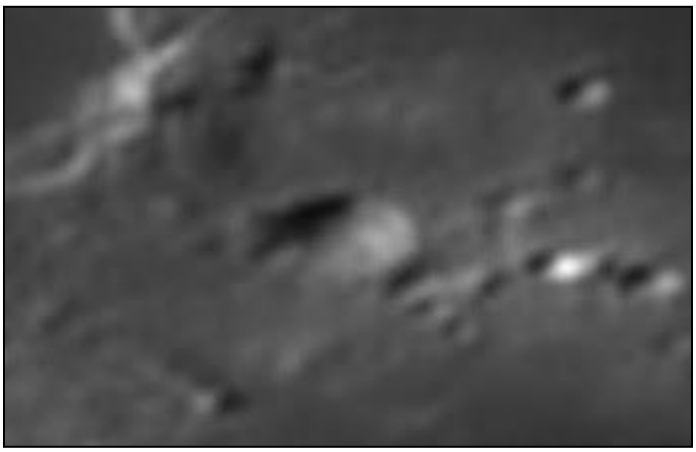
¿Es Bliss un cráter con bandas?
Francisco Alsina Cardinali y Alberto Anunziato

Cuando repasábamos imágenes de Plato en el archivo de la Sociedad Lunar Argentina para la Sección Focus On de enero, nos topamos con una duda. Al noroeste de Plato aparece Bliss, un cráter con forma de cuenco de 22 de kilómetros de diámetro antaño llamado Plato A. En todas las imágenes, aunque con distinto grado de nitidez, se observa lo que parece un patrón de bandas radiales en la pared oeste de Bliss. Esperamos que en se pueda apreciar en los recortes de imágenes. La imagen 1 (Colongitud 69.9°, Lunación:13.11 días) muestra con un poco de detalle las características de Bliss. Aún con luz solar frontal, hay una franja brillante claramente distinguible, marcada con una X en la imagen 5. Con las sombras retirándose (Imagen 2, Colongitud: 41.5°, Lunación: 11.18 días), no parece cambiar el patrón de bandas de la pared oeste. En las imagenes3 (Colongitud: 24.2°, Lunación: 9.45 días) y 4 (Colongitud: 24.3°, Lunación: 9.05 días) las franjas oscuras y brillantes aparecen más distinguibles con luz solar oblicua y el piso del cráter en sombras. La imagen 4 es la base del sketch (imagen 5) que intenta esquematizar el patrón de las bandas. A colongitud: 18.2°, Lunación: 8.48 días (Imagen 6) las bandas oscuras son más difíciles de discernir por el brillo intenso de la pared oeste. Las paredes este y oeste son muy distintas entre sí. La pared este es baja y muy erosionada, mientras la pared oeste es más alta. Hay una banda que es la más distinguible bajo cualquier colongitud, indicada en la imagen 5. Ahora bien, en la lista del Programa de cráteres con bandas de la Sección Lunar de la ALPO no aparece Bliss. ¿Cómo deberían calificarse lo que parecen bandas radiales del Grupo 5: “One half of the floor is dull and the bands radiate from near the wall inside this dull section and are visible on the dull and bright parts of the floor”? ¿Es un cráter con bandas? El patrón de zonas oscuras y zonas brillantes podría deberse a diferencias de capas geológicas expuestas por el impactador al momento de la formación del cráter, siendo las zonas brillantes ricas en anortosita, más que a desplazamientos en el borde del cráter, ya que parece ser un cráter bastante antiguo.

Para más información y fotografías acerca de este descubrimiento dirigirse a

https://sociedadlunarparanaensesla.blogspot.com/





Compartiendo la pasión por la astronáutica, el espacio y la aviación estamos en

Estación Vientos del Sur http://vientosdelsurestacion.blogspot.com/

Sociedad Lunar Argentina https://sites.google.com/site/slasociedadlunarargentina/

Blog Cometaria: http://cometasentrerios.blogspot.com/

Blog Libros, Revistas, Intereses: http://thedoctorwho1967.blogspot.com/

Argentina en el espacio http://argentinaenelespacio.blogspot.com/

Archivo Histórico de Revistas Argentinas www.ahira.com.ar

Fuentes de información y fotos

Canadian Space Agency (CSA)

Jet Propulsion Laboratory, NASA

Lockheed Martin Space Systems

National Aeronautics and Space Administration (NASA)

The Planetary Society

The University of Arizona Lunar & Planetary Laboratory

Wikipedia, enciclopedia virtual

CAPSULA ESPACIAL

capsula-espacial.blogspot.com